

**НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ**  
**«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»**  
Факультет електроенерготехніки та автоматики  
Кафедра відновлюваних джерел енергії

«На правах рукопису»

УДК \_\_\_\_\_

«До захисту допущено»

Завідувач кафедри

Кудря С.О.

(підпис)

(ініціали, прізвище)

“ \_\_\_\_\_ ” \_\_\_\_\_ 2020 р.

## Магістерська дисертація

зі спеціальності: 141 «Електроенергетика, електротехніка та електромеханіка»  
(код та назва напрямку підготовки або спеціальності)

Спеціалізація: 141 «Нетрадиційні та відновлювані джерела енергії»

на тему: Виявлення пошкоджених фотоелектричних модулів ФЕС за допомогою засобів аеротермографії

Виконав (-ла): студент (-ка) 2 курсу, групи ЕД-91мп  
(шифр групи)

Кир'янов Артемій Юрійович

(прізвище, ім'я, по батькові)

(підпис)

Науковий керівник доктор фізико-математичних наук, професор, Гаєвський О.Ю.

(посада, науковий ступінь, вчене звання, прізвище та ініціали) (підпис)

Консультант \_\_\_\_\_

(назва розділу)

(посада, вчене звання, науковий ступінь, прізвище, ініціали) (підпис)

Рецензент \_\_\_\_\_

(посада, науковий ступінь, вчене звання, науковий ступінь, прізвище та ініціали) (підпис)

Засвідчую, що у цій магістерській дисертації  
немає запозичень з праць інших авторів без  
відповідних посилань.

Студент \_\_\_\_\_  
(підпис)

Київ – 2020 року

**Національний технічний університет України  
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»**

Факультет (інститут) Електроенергетехніки та автоматики  
(повна назва)

Кафедра Відновлюваних джерел енергії  
(повна назва)

Рівень вищої освіти – другий (магістерський) за освітньо-професійною програмою  
Спеціальність 141. Електроенергетика, електротехніка та електромеханіка  
(код і назва)

Спеціалізація 141. Нетрадиційні та відновлювані джерела енергії  
(код і назва)

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

Кудря С.О  
(підпис) (ініціали, прізвище)

«        » \_\_\_\_\_ 2020 р.

**ЗАВДАННЯ**

**на магістерську дисертацію студенту**

Кир'янову Артемію Юрійовичу

(прізвище, ім'я, по батькові)

1. Тема дисертації Виявлення пошкоджених фотоелектричних модулів ФЕС за допомогою засобів аеротермографії

Науковий керівник дисертації Гаєвський О.Ю., доктор фізико-математичних наук, професор

(прізвище, ім'я, по батькові, науковий ступінь, вчене звання)

затверджені наказом по університету від « 09 » листопада 2020 р. № 3260-С

2. Строк подання студентом дисертації \_\_\_\_\_

3. Об'єкт дослідження: Процес аналізу ФЕС

4. Предмет дослідження: Методи та засоби моніторингу стану ФЕС за допомогою квадрокоптера

5. Перелік завдань, які потрібно розробити: аналіз проблем та огляд існуючих систем аналізування, пошук оптимального алгоритму виявлення пошкоджень на ФЕС, розробка алгоритму, дослідження ефективності розробленого алгоритму.

6. Консультанти розділів дисертації:

Розділ	Прізвище, ініціали та посада консультанта	Підпис, дата	
		завдання видав	завдання прийняв

7. Дата видачі завдання \_\_\_\_\_

#### Календарний план

№ з/п	Назва етапів виконання магістерської дисертації	Строк виконання етапів дисертації	Примітка
1	Дослідження літератури та документації		
2	Огляд існуючих рішень	01.04.2020	Викон.
3	Аналіз теоретичних методів	06.05.2020	Викон.
4	Проектування системи	30.06.2020	Викон.
5	Програмна реалізація системи	01.09.2020	Викон.
6	Тестування та виправлення помилок	01.11.2020	Викон.
7	Оформлення документації	15.11.2020	Викон.

Студент

\_\_\_\_\_  
(підпис)

Кир'янов А. Ю.  
(ініціали, прізвище)

Науковий керівник дисертації

\_\_\_\_\_  
(підпис)

Гаєвський О.Ю.  
(ініціали, прізвище)

## РЕФЕРАТ

Встановлення сонячних систем щороку стає все популярнішим. Власна сонячна електростанція дозволяє економити на оплаті електроенергії і бути незалежним від місцевих ОблЕнерго. Та після вступу в силу закону про "зелений" тариф для домогосподарств, власна сонячна електростанція дає можливість ще й непогано підзаробити. Це забезпечує автономність та безперебійність, значну економію засобів в умовах постійно зростаючих тарифів.

Використання електроенергії від сонячних батарей вигідно не тільки через дешевизну, а й тим, що вони не шкодять навколишньому середовищу. Напівпровідникові сонячні батареї мають дуже важливу перевагу - довговічність. Притому, що догляд за ними не вимагає від персоналу особливо великих знань. Кілька квадратних метрів сонячних батарей цілком можуть вирішити всі енергетичні проблеми невеликого селища.

Застосування квадрокоптера в дослідження сонячних станцій являється точним виявленням несправних модулів, що в подальшому може завдати економічної і шкоди, а надалі великі фінансові втрати через несправних фотомодулів, а й великих ризиків виникнення фізичної шкоди, як пожежа на станції, що являється неприпустимим і вимагає діагностики на ранніх етапах несправності. І це дуже перспективний проект.

Сьогодні квадрокоптера знаходять своє застосування в багатьох сферах життя людини. Для управління ними застосовуються різні рішення, в тому числі системи управління польотом, які отримують завдання траєкторії від оператора або комп'ютерної програми. Більшість цих рішень є закритими для розробників. Тому актуальною стає завдання створення відкритої комп'ютерної моделі системи управління, яка допоможе розробникам моделювати поведінку квадрокоптера на ранніх етапах розробки системи.

Ключові слова: СОНЯЧН ЕЛЕКТРОСТАНЦІЇ, КВАДРОКОПТЕР.

## ABSTRACT

Installation of solar systems is becoming increasingly popular every year. Own solar power plant allows you to save on electricity bills and be independent of local OblEnergo. But after the entry into force of the law on "green" tariff for households, its own solar power plant provides an opportunity to make a good living. This provides autonomy and continuity, significant savings in terms of ever-increasing tariffs.

The use of electricity from solar panels is beneficial not only because of the cheapness, but also because they do not harm the environment. Semiconductor solar panels have a very important advantage - durability. Moreover, caring for them does not require particularly extensive knowledge from staff. A few square meters of solar panels may well solve all the energy problems of a small village.

The use of a quadcopter in the study of solar stations is an accurate detection of faulty modules, which in the future can cause economic and damage, and further large financial losses due to faulty photo modules, but also high risks of physical damage, such as fire at the station, which is unacceptable and requires diagnosis. early stages of failure. And this is a very promising project.

Today, quadcopters are used in many areas of human life. Various solutions are used to control them, including flight control systems that receive trajectory tasks from the operator or computer program. Most of these solutions are closed to developers. Therefore, the task of creating an open computer model of the control system, which will help developers to model the behavior of a quadcopter in the early stages of system development, becomes relevant.

**Keywords:** SOLAR POWER PLANTS, QUADROCOPTER.



## Зміст

ПЕРЕЛІК СКОРОЧЕНЬ.....	9
Вступ.....	10
РОЗДІЛ I. ОГЛЯД МЕТОДІВ ТЕРМОГРАФІЇ ДЛЯ ВИЯВЛЕННЯ ДЕФЕКТІВ У МАСИВАХ ФОТОЕЛЕКТРИЧНИХ МОДУЛЕЙ.....	13
1.1 Термографія в стаціонарних умовах .....	13
1.2 Імпульсна термографія .....	15
1.3 Фіксуєча термографія .....	17
Висновки до розділу 1.....	21
РОЗДІЛ II. МОЖЛИВОСТІ КВАДРОКОПТЕРІВ В АЕРОТЕРМОГРАФІЇ.....	22
2.1 Загальні відомості про квадрокоптер.....	22
2.2 Застосування квадрокоптера.....	23
Висновки до розділу 2.....	28
РОЗДІЛ III. МОДЕЛЮВАННЯ СИСТЕМИ УПРАВЛІННЯ КВАДРОКОПТЕРОМ ДЛЯ ТЕРМОГРАФІЧНИХ ВИМІРЮВАНЬ.....	29
3.1 Використовувані системи координат .....	29
3.2 Модель механічної частини квадрокоптера .....	29
3.3 Модель приводів квадрокоптера з урахуванням гвинтів .....	33
3.4 Структурний синтез багатовимірного регулятора траєкторії польоту .....	34
3.5 Simulink-модель багатовимірного об'єкта управління .....	40
3.6 Simulink-модель приводів.....	41
3.7 Комп'ютерна модель регулятора траєкторії польоту .....	42
3.8 Комп'ютерна модель системи управління квадрокоптера .....	44
3.9 Підбір коефіцієнтів регуляторів .....	46
Висновки до розділу 3.....	48
РОЗДІЛ IV. ДОСЛІДЖЕННЯ СТАНУ ФОТОМОДУЛІВ СОНЯЧНОЇ ЕЛЕКТРОСТАНЦІЇ ЗА ДОПОМОГОЮ АЕРОТЕРМОГРАФІЇ .....	49
4.1 Зліт квадрокоптера .....	49
4.2 Маневрування в горизонтальній площині .....	49
4.3 Обертання навколо вертикальної осі .....	50
4.4 Складне завдання переміщення .....	51
4.5 Вибір рами .....	53
4.6 Двигуни.....	54
4.7 Стрінги, які некоректно працюють / не працюють .....	54
4.8 Регулятори швидкості .....	55





4.9 Датчики .....	56
4.10 Дефектні осередки.....	58
4.11 Згорілий діод.....	59
4.12 Дефектний / розбитий модуль.....	60
4.13 Перегрів осередків через затінення.....	60
4.14 Стрінги, які некоректно працюють / не працюють.....	61
Висновки до розділу 4 .....	64
РОЗДІЛ V. РОЗРОБКА СТАРТАП-ПРОЕКТУ .....	65
5.1 Опис ідеї проекту .....	65
5.2 Технологічний аудит ідеї проекту.....	65
5.3 Аналіз ринкових можливостей запуску стартап-проекту.....	66
5.4 Розроблення ринкової стратегії проекту .....	72
5.5 Розроблення маркетингової програми стартап-проекту.....	74
Висновки до розділу 5 .....	77
ВИСНОВКИ.....	78
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ.....	79-81

## **ПЕРЕЛІК СКОРОЧЕНЬ**

БПЛА – Безпілотний літальний апарат

PID controller – Proportional Integral Differential controller

GPS – Global Positioning System

СЕС – Сонячна Електростанція

## ВСТУП

**Актуальність.** Проблематика точності визначення несправних секторів в сонячній станції являється актуальним питанням в наш час, новий підхід, який викладено в цій роботі, ґрунтується на переході зі статичного режиму визначення несправностей СЕС в динамічний, тобто вилучити людський фактор при дослідженні ФЕС, а саме встановити на борт дрону професійний тепловізор.

Перехід у динамічний режим дозволить виключити людський фактор і підвищити точність і швидкодію в пошуку несправних сонячних панелей. Проект є економічно вигідним в порівнянні з локальним пошуком несправностей. Це дозволить використання цього проекту в різних галузях, де потрібно точно і швидко знайти несправності при цьому мати низьку ціну на реалізацію проекту.

Використання електроенергії від сонячних батарей вигідно не тільки через дешевизну, а й тим, що вони не шкодять навколишньому середовищу. Напівпровідникові сонячні батареї мають дуже важливу перевагу - довговічність. При тому, що догляд за ними не вимагає від персоналу особливо великих знань. Кілька квадратних метрів сонячних батарей цілком можуть вирішити всі енергетичні проблеми невеликого селища.

Необхідність розробки нових методів і моделей пов'язана з ускладненням сучасної практики управління і потребує формування ефективних і обґрунтованих рішень складних задач за короткий час.

Таким чином, задача підвищення ефективності обстеження СЕС є досить актуальною. Для вирішення проблеми з точністю на конкретній місцевості застосовують локальні моделі.

Новою течією в сучасному авіамоделюванні є побудова мультикоптера – безпілотних літальних апаратів (БПЛА) з парною кількістю роторів, що обертаються діагонально в протилежних напрямках. У разі коли двигунів чотири БПЛА називається – квадрокоптер. На сьогоднішній день головним трендом є створення невеликого безпілотного квадрокоптера. Основними причинами цього є можливість спрощеного управління і маневреність.

Квадрокоптери мають великий попит серед авіамоделістів і знаходять своє застосування в професійній сфері, наприклад, поліції, армії, агрогосподарстві, для іспектування безпеки інфраструктурних об'єктів (дамби, канали, трубопроводи, залізничні колії, лінії електропередач), пошти, медіа та розваг. Застосування квадрокоптера в дослідження сонячних станція являється точним виявленням несправних модулів, що в подальшому може завдати економічної і шкоди, а надалі великі фінансові втрати через несправних фотомодулів, а й великих ризиків виникнення фізичної шкоди, як пожежа на станції, що являється неприпустимим і вимагає діагностики на ранніх етапах несправності. І це дуже перспективний проект.

**Мета і задачі дослідження.** Метою магістерської дисертації є нові технічні підходи які дозволять перейти від статичного визначення несправних модулів до динамічного, за рахунок використання нових технологічних засобів виконується охоплення всієї території вимірювання, а для цього потрібні нові технологічні засоби. Розробка нової математичної моделі. Розробка нових технологічних засобів. Створення системи БПЛА, що підвищує ефективність зняття даних на локальній фотоелектростанції.

Система БПЛА типу квадрокоптер з польотним контролером ArduCopter, модулем GPS з компасом, тепловізером.

Предметом дослідження є моніторинг стану СЕС, проектування результатів дослідів СЕС з великою точністю за допомогою квадрокоптера.

Для досягнення поставленої мети, розв'язуються наступні задачі:

1. Розробка нової математичної моделі.
2. Розробка нових технічних засобів.
3. Дослідження математичної моделі БПЛА.
4. Технічна і практична реалізація безпілотного літального апарату для моніторингу СЕС.

Методи дослідження. При розв'язанні поставлених задач використовувались методи і апарат управління програмними проектами для обчислювальних машин і систем, теорії побудови програмних систем та баз знань інтелектуальних систем.

До нового підходу моніторингу сонячних електростанцій був розроблений БПЛА з динамічним і автоматизованим збором даних стану СЕС на рівні обробки запитів з виключенням людського фактора, що надходять до систем оперативно-організаційного управління.

Робота складається із вступу та п'яти розділів. Загальний обсяг роботи: 78 аркуші основного тексту, 42 ілюстрації, 25 таблиць. При підготовці використовувалася література з 32 різних джерел.

# РОЗДІЛ І. ОГЛЯД МЕТОДІВ ТЕРМОГРАФІЇ ДЛЯ ВИЯВЛЕННЯ ДЕФЕКТІВ У МАСИВАХ ФОТОЕЛЕКТРИЧНИХ МОДУЛІЙ

## 1.1 Термографія в стаціонарних умовах

Термографія або інфрачервоне (ІЧ) зображення [Tscharner85] - це неруйнівна методика вимірювань, яка забезпечує швидкий, у реальному часі та двовимірний розподіл характерних особливостей фотоелектричних модулів. Він може бути використаний як безконтактний метод діагностики деяких теплових та електричних несправностей у фотоелектричних модулях. Вимірювання можна проводити під час нормальної роботи як окремих фотоелектричних модулів, так і як сканування великомасштабних систем. Слід бути впевненим, що вимірювання проводиться в стаціонарних умовах PV-модуля.

Термографічні вимірювання показують різницю температур, викликану зовнішнім струмом або подачею світла на фотомодуль. Під час вимірювань у темряві до модуля відсутнє світло, але зовнішній струм (зазвичай порівнянний із струмом короткого замикання  $I_{sc}$ ) подається у прямому напрямку [Hoyer09].

Щоб уникнути термічного пошкодження тонкоплівкових модулів, слід переконатись, що  $I_{sc}$  модулів не перевищується більш ніж на 30%. Під час освітлення тепло і струм генеруються падаючим світлом (наприклад, сонцем), яке може спричинити неоднорідну температуру фотомодуля. Для більш точного виявлення дефектів термографічне зображення виконується під освітленням фотоелектричного модуля, і потрібно порівнювати розподіл температури різних умов навантаження: коротке замикання, розімкнений ланцюг та при максимальній потужності.

За допомогою відповідної ІЧ-камери можна виміряти розподіл температури. Термографічне зображення виконується здебільшого за допомогою портативної, не охолоджуваної ІЧ-камери. Довжина хвилі використовуваного ІЧ-детектора зазвичай становить від 8 до 14  $\mu m$  [Zamini12].

Вимірювання термографії з підсвічуванням (на відкритому повітрі) слід проводити в сонячний безхмарний день, хв. 700 Вт / м<sup>2</sup> опромінення на масиві модулів. В ідеалі температура навколишнього середовища, а також швидкість вітру є низькою. Кут огляду слід встановлювати якомога ближче до 90 °, але не менше 60 ° до площини скляного модуля. Оператору слід пам'ятати про відбиття, наприклад, будинки в околицях, хмари або самовипромінювання оператора чи камери [Buerhop07].

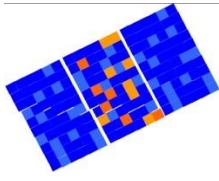

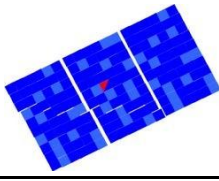
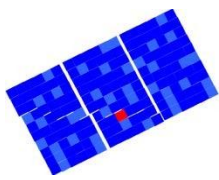
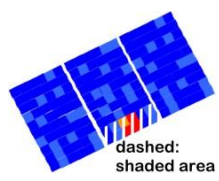
Для правильного вимірювання температури камера повинна бути налаштована на правильну температуру навколишнього середовища та значення випромінювання для перевіреної поверхні, див. [Buerhop11a]. Типові значення коефіцієнта випромінювання складають 0,85 для скла та 0,95 для полімерної підкладки відповідно, якщо кут зору знаходиться в межах  $90^\circ$  -  $60^\circ$  (скло) та  $90^\circ$  -  $45^\circ$  (полімер). Вимірювання з боку зворотного аркуша, коли це можливо.

Коли освітлення є рівномірним і розглядається з робочим ухилом, температура комірок може відрізнятися лише на кілька градусів. Якщо модуль закорочений або є дефекти, коливання температури можуть бути набагато більшими. Різні температурні перепади в  $10^\circ\text{C}$  можуть бути досягнуті між гарячими точками порівняно зі звичайними робочими частинами поблизу. Крім того, слід враховувати, що в PV-установці є градієнт температури (наприклад, до  $13^\circ\text{C}$  в  $\sim 8$  м модулів на даху) або навіть в модулі ( $3$ - $5^\circ\text{C}$ ), що обумовлено конвекцією теплообмін [Buerhop11b]. В таблиці 1.1 перераховані можливі збої, які може розпізнати ІЧ-камера.

Таблиця 1.1 Короткий огляд моделей ІЧ-зображень ПВ-модуля, що спостерігаються при вимірах на відкритому повітрі, їх опис, можливі режими відмов та їх вплив на електричну потужність. Таблиця походить від [Buerhop07] і модифікована та розширена.

Таблиця 1.1

Візерунок	Опис	Можлива причина несправності	Електричні вимірювання	Примітка	Безпека	Потужність
	Один модуль тепліший за інші	Модуль розімкнутий - не підключений до системи	Модуль, як правило, повністю функціональний	Перевірте проводку	A	Несправність системи
	Один рядок (підрядок) тепліший за інші рядки в модулі	Коротке замикання (SC) - Обхідний діод SC, або - Внутрішня СК	Втрачена потужність підрядків, зменшення $V_{oc}$	Можливо, згоріло місце на модулі або один діод шунований	B (f)	E

	Поодинокі клітини тепліші	Весь модуль замикається - Всі обхідні діоди SC або - Неправильний зв'язок	Потужність модуля різко зменшилась, (майже нульова), сильне зменшення Voc	Перевірте проводку або усі діоди шунтуванні	A, B	E
	Поодинокі комірки тепліші, нижні частини і ближче до рамки гарячіші, ніж верхня та середня частини.	Масивні шунти, спричинені потенційно індукованою деградацією або поляризацією	Потужність модуля зменшені. Потужність при слабкому освітленні більше постраждала, ніж при STC	Змінити умови заземлення масиву Відновлення за допомогою зворотної напруги	A	C
	Частина клітини тепліша	Розбита клітина Відключено рядкове взаємозв'язку	Різке зменшення потужності, зменшення частоти напруги	Тріщини клітин, міжмережеві з'єднання	B (f)	C
	Одна клітина тепліша за інші	Ефект затінення Дефект клітини Деламінівання клітини	Зниження потужності не обов'язково постійне, наприклад, затінення листя або лишайника	Потрібен візуальний огляд, чистка (невідповідність клітини) або шунтована камера	B (f)	C
	Частина під струни надзвичайно гарячіша за інші, коли однаково затінена	Підрядка з відсутнім або розірваним обвідним діодом	Зменшення потужності, коли частина цієї підрядки затінена	Може викликати серйозну пожежу, коли гаряча точка знаходиться в цій підрядці	A B	A C

## 1.2 Імпульсна термографія

Імпульсна термографія (ІТ) потребує зовнішнього джерела тепла, наприклад, за допомогою одного або декількох одночасно спрацьованих потужних ліхтариків, щоб генерувати динамічний тепловий потік через фотомодуль. Тривалість імпульсу повинна бути не більше кількох мілісекунд, щоб уникнути розмитих зображень. Розташування спалаху, розташоване перед модулем (тильна сторона), та його інтенсивність повинні бути достатніми для того, щоб миттєво підвищити температуру поверхні приблизно від 1 до 5 °C



приблизно однорідно. Для повномасштабного PV-модуля потрібна потужність лампи в кілька кДж. Після збудження поверхня температура падає на  $\sim 1/\sqrt{time}$ .

Термографічна камера з високою частотою отримання частоти повторень щонайменше декількох 10 Гц або, ще краще, сотень Гц, робить безперервні зображення із задньої сторони фотомодуля. Неоднорідний розподіл теплоємності та теплопровідності матеріалу, тобто різниця в тепловій дифузійності, впливає на розвиток розподілу температури. Зафіксовані зміни температури поверхні з часом оцінюються після перетворення Фур'є сигналів у частотній області. Отримані в результаті імпульсної фазової термографії зображення демонструють деталі внутрішньої структури PV-модуля: бульбашки в шарах і внутрішні електричні з'єднання, невидимі через непрозорий задній лист.

Глибина проникнення тепловіддачі обернено пропорційна значенням частоти. На рисунку 1.1 зображено кілька прикладів для РТ-зображень фотоелектричних модулів, отриманих шляхом оцінки з тильної сторони.

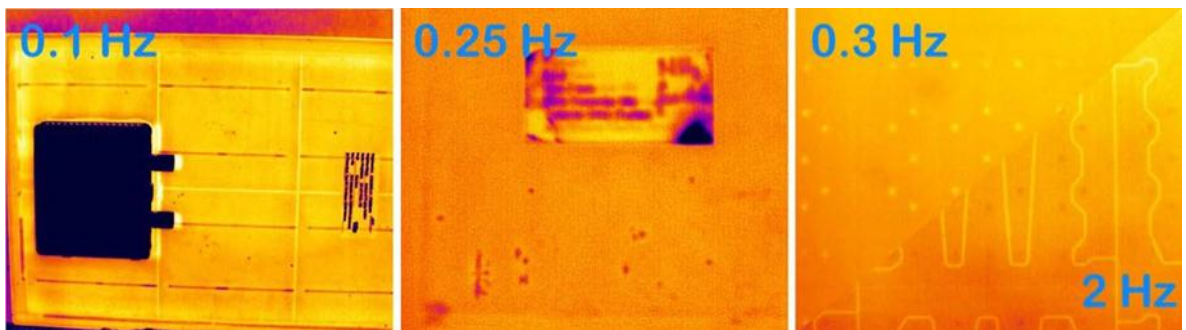


Рисунок 1.1 Імпульсно-фазові термографічні зображення, отримані через непрозорі тильні аркуші. Ліва сторона: задня клітинка з'єднується між клітинами pSi; Середній: бульбашки всередині інкапсулюючого матеріалу; Права сторона: Структура взаємозв'язку в модулі зворотного контакту: зображення 0,3 Гц, що зображує точки взаємозв'язку, тоді як зображення 2 Гц показує структуру мідної фольги [Voronko12].

В таблиця 3.2 наведено виявлені несправності в фотоелектричних модулях методом імпульсної термографії.

Таблиця 1.2

Опис	Безпека	Потужність
Дозволяє провести квазівізуальний огляд підстилаючих шарів та конструкцій через непрозорий задній лист	В (f, e, m)	D/ E
Положення міжмережевих з'єднань рядків і комірок. Виявлення дефіцитних паяних з'єднань.	В (f, e, m)	D/ E
Положення взаємозв'язків у модулях зворотного контакту та якість їх з'єднання.	В (f, e, m)	D/ E
Виявляються неоднорідні властивості матеріалу. Виявляє глибину, де виникають бульбашки, розшарування	С (e)	D/ E

Недоліком методу імпульсної термографії є те, що потрібна високошвидкісна система інфрачервоної камери з високою роздільною здатністю. Така технологія інфрачервоного детектора чіпів є не тільки дорогою, але використовується у військових інфрачервоних системах, реалізованих у ракетах, і тому застосовуються обмеження на експорт.

### 1.3 Фіксуєча термографія

Фіксуєча термографія (LIT) для неруйнівного контролю була розроблена Busse [Busse92] та Breitenstein [Breitenstein03]. За допомогою LIT зразок збуджується і виявляється з контрольованою частотою. Це покращує відношення сигнал / шум, завдяки чому можна виявити слабкі джерела тепла. Іншими перевагами LIT є низький тепловий вплив на зразок, вплив на розповсюдження тепла та додаткова інформація з фазово зміщених зображень блокування. Метод LIT можна використовувати для дослідження кристалічного [Breitenstein11], а також тонкоплівкових модулів [Tran11], [Buerhop12] або органічного PV [Bachmann10]. Для термофіксації придатні охолоджувані ІЧ-камери в спектральному діапазоні від 2  $\mu\text{m}$  до 5  $\mu\text{m}$ , а також неохолоджені болометри в діапазоні від 8  $\mu\text{m}$  до 14  $\mu\text{m}$ . Завдяки періодичному збудженню зразків, яке синхронізується із записом зображення, теплові різниці в діапазоні 10  $\mu\text{K}$  можуть бути помітними.

Алгоритм блокування забезпечує два основних зображення і два похідних від них: амплітудний сигнал і фазовий сигнал. Оскільки амплітудний сигнал завжди позитивний, його зазвичай вибирають для відображення отриманих блокуючих зображень при тестуванні фотомодуля.

Зокрема, на фазовий сигнал не впливає ні емісія, ні потужність джерела тепла. Необхідне збудження сонячних елементів і модулів може бути здійснено електричним способом за допомогою джерела напруги або струму або оптично за допомогою джерела світла.

Застосовуючи електричний струм або напругу, вимірювання зазвичай називають термографічною термографією DLIT. Використовуючи джерело світла, його називають підсвіченою термографічною термографією ILIT [Isenberg04].

Цей метод є дуже чарівним, оскільки можна працювати абсолютно безконтактно, тому його можна застосовувати для перевірки на ранній стадії виготовлення.

Для виявлення та оцінки дефектів модуля PV, які поведуться як нерегулярні джерела тепла, важлива інтенсивність сигналу та розширення вимірювання LIT. Для методу LIT слід використовувати частоту, яка дозволяє тепловій хвилі протікати через пакувальні матеріали за один цикл.

$$f = \frac{\lambda}{2\pi\Lambda^2\rho c_p} \quad (1.1)$$

Тому частота блокування  $f$  оптимізована для найвищої роздільної здатності зображення, якщо довжина теплової дифузії  $\Lambda$  дорівнює товщині матеріалу упаковки PV-модуля з властивостями матеріалу: теплопровідністю  $k$ , щільністю  $\rho$  та питомою теплоємністю  $c_p$ . Для типових параметрів матеріалу, таких як EVA товщиною 0,45 мм і фольгова задня товщина 0,15 мм, довжина теплової дифузії  $\lambda$  вибирається до 0,6 мм для вимірювання DLIT із задньої сторони модуля PV. Разом із параметрами матеріалу  $k = 0,32$  Вт / мК,  $\rho c_p = 1,19 \times 10^6$  Дж / м<sup>3</sup>К [Wolf05], частота замикання  $f \sim 0,12$  Гц є гарною відправною точкою для оцінок. Вимірювання в окулярах товщиною 3-4 мм в основному призводять до нижчої роздільної здатності, а оптимізована частота блокування на порядок нижче приблизно 0,01 Гц.

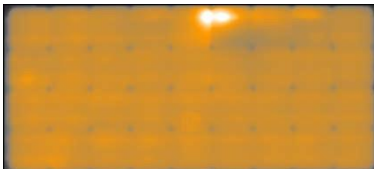
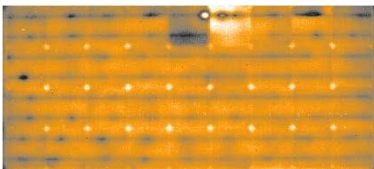
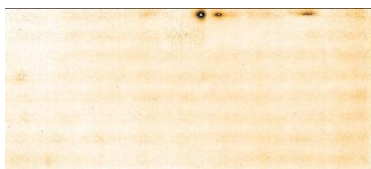
Крім властивостей матеріалу, на сигнал впливають різні параметри вимірювання. Зі збільшенням підрахунку періодів дефекти стають чіткішими на зображенні. Частота блокування визначає поперечне розповсюдження тепла і відповідно розмір зони, на яку впливає тепло, і кількість передбачуваного тепла.

Таким чином, із збільшенням  $f$ , з одного боку, зона впливу тепла зменшується, що дозволяє визначити точне положення джерела тепла. З іншого боку, інтенсивність сигналу сильно знижується. Змінюючи інтенсивність збудження, наприклад низький або сильний струм або напруга, відображаються джерела тепла при різних режимах роботи модуля, в яких може домінувати паралельний або послідовний опір.

У таблиці 3.4 наведено ІЧ-зображення того самого модуля із застосуванням стандартної та фіксуєчої термографії.

Використовуючи нерегулярні джерела тепла та розподіл температури, можна візуалізувати. Навіть маленькі, які поховані сильнішими сусідськими джерелами за допомогою стандартної термографії, з'являються через посилену локальну роздільну здатність. Таким чином, можна виділити різні типи дефектів комірок і модулів, наприклад, шунти з лінійною та нелінійною поведінкою. Точну кількість та положення дефектів можна визначити. Знання про характеристики дефекту дозволяє дослідити походження дефекту та його вплив на роботу модуля, перелічує можливі збої, які були виявлені в кристалічних та тонкоплівкових модулях за допомогою фіксуєчої термографії.

Таблиця 1.3

Термографія в стаціонарних умовах	Фіксуєча термографія, періодично збуджується	
Температурне зображення	Амплітудне зображення	Фазове зображення
		

В таблиці 3.4 три ІК-зображення того самого кристалічного PV-модуля з дефектами, ліворуч: постійно збуджуваний модуль PV, середній та правий: DLIT-зображення, періодично збуджуваний PV-модуль, амплітуда (середня) та фаза (справа), виміряні від лицьова сторона,  $f = 0,1$  Гц,  $I = 5$  А, просторова роздільна здатність близько 2 мм / піксель, номінальна потужність STC 115 Вт, потужність STC (8 років роботи) 50 Вт.

## Висновки до розділу 1

В даному розділі було проаналізовано методи діагностики фотоелектричних модулів за допомогою термографії можна зробити висновок, що даний метод аеротермографії являється більш швидким і точним, в порівнянні з іншими методами збору та аналізу інформації. Для досягнення точних результатів в діагностиці ФЕС потрібно перейти зі статичного режиму до динамічного, тобто вилучити людський фактор при дослідженні ФЕС, а саме встановити на борт дрону професійний тепловізор.

Алгоритм блокування забезпечує два основних зображення і два похідних від них: амплітудний сигнал і фазовий сигнал. Оскільки амплітудний сигнал завжди позитивний, його зазвичай вибирають для відображення отриманих блокуючих зображень при тестуванні фотомодуля.

Зокрема, на фазовий сигнал не впливає ні емісія, ні потужність джерела тепла. Необхідне збудження сонячних елементів і модулів може бути здійснено електричним способом за допомогою джерела напруги або струму або оптично за допомогою джерела світла.

Термографічні вимірювання показують різницю температур, викликану зовнішнім струмом або подачею світла на фотомодуль

## РОЗДІЛ II. МОЖЛИВОСТІ КВАДРОКОПТЕРІВ В АЕРОТЕРМОГРАФІЇ

### 2.1 Загальні відомості про квадрокоптер

Управління польотом квадрокоптера здійснюється з землі або оператором, який за допомогою пульта формує завдання, або інформаційною системою, яка займається побудовою необхідної траєкторії. Обмін інформацією забезпечується радіоканалом. За даним каналу передаються як сигнали управління, так і інформація з квадрокоптера, наприклад, картинка з відеокамери, встановленої на літальний апарат [1].

За виконання команд, що передаються від оператора або інформаційної системи, відповідає мікропроцесорна система, яка перетворює їх в сигнали управління двигунами[1,2]. Для забезпечення якісного управління, літальний апарат забезпечується рядом датчиків:

- гіроскопом, щоб забезпечити стабільне зависання;
- акселерометр;
- бародатчик, який дозволяє фіксувати апарат на потрібній висоті;
- ультразвукові датчики для маневрування на малих висотах або для обльоту перешкод;
- GPS-приймач, що дозволяє відстежувати траєкторію польоту апарату.

Сучасні Мультикоптер використовують безколекторні електродвигуни і літій-полімерні акумулятори в якості джерела енергії. Це накладає певні обмеження на їх польотні характеристики: типова маса Мультикоптер становить від 1 до 4 кг, при часу польоту від 10 до 30 хвилин. Також в основі приводів можуть застосовуватися двигуни внутрішнього згоряння. Вони також компактні, мають невелику вагу. Але за рахунок застосування теплової енергії замість електричної час їх польоту значно зростає. Піднімається корисний вантаж моделями.

Мультикоптер середнього розміру і вантажопідйомності - від 500 г до 3 кг, що дозволяє підняти в повітря невелику фото або відеокамеру. Існують і досить великі моделі Мультикоптер, з кількістю роторів близько 6-8, здатні підняти в повітря вантаж масою до 20-30 кг.

Мультикоптер середнього розміру і вантажопідйомності - від 500 г до 3 кг, що дозволяє підняти в повітря невелику фото або відеокамеру. Існують і досить великі моделі Мультикоптер, з кількістю роторів близько 6-8, здатні підняти в повітря вантаж масою до 20-30 кг. Мультикоптер здатні розвивати швидкість до 100 км / год. Дальність польоту Мультикоптер обмежена часом роботи батареї, тому вони зазвичай використовуються для фото-відеозйомки.

## 2.2 Застосування квадрокоптера

Основним чинником, що обмежує дальність польоту квадрокоптера є обмежена ємність акумулятора. Тому основними завданнями, виконуваними квадрокоптера, є завдання моніторингу не видалених об'єктів і територій.

Як приклад можна привести квадрокоптер виробника DJI. Модель Phantom зарекомендувала себе як універсальний пристрій для відеозйомки як статичних, так і рухомих об'єктів рисунок 1.1.



Рисунок 2.1 - Зовнішній вигляд квадрокоптера Phantom 4 [1].

Управління квадрокоптера здійснюється за допомогою спеціального пульта, до якого підключається планшет з встановленим спеціальним програмним забезпеченням. Обмін інформацією проводиться по радіоканалу. Серед особливостей можна виділити наявність двох сонаров, спрямованих вниз, для здійснення плавних зльоту і посадки, а також сонаров, розміщених на лицьовій частині квадрокоптера, для запобігання зіткнення з перешкодами.

Даний квадрокоптер здатний працювати як в режимі позиціонування, коли оператор задає координати, в які повинен переміститися квадрокоптер, а також в режимі стеження за об'єктом, коли квадрокоптер виділяє з картинки, одержуваної з камери, об'єкт і переміщається слідом за ним. Вартість квадрокоптера на поточний момент часу становить близько 8000 доларів.



Другим прикладом є вітчизняний квадрокоптер, що випускається компанією Геоскан - Геоскан 401 рисунок 1.2. Його особливістю є можливість отримання детальних 3D моделей локальних об'єктів. Даний літальний апарат також забезпечує можливість переміщення в режимі автопілота по наперед заданого маршруту.



Рисунок 2.2 - Зовнішній вигляд квадрокоптера Геоскан 401 [5]

Ще одним прикладом комерційного продукту є октокоптер, що випускається компанією Intel. Модель називається Falcon 8+ рисунок 1.3. Основними його застосуваннями є побудова об'ємних моделей об'єктів, геологорозвідка. Основною особливістю Мультикоптер є надмірність системи: наявність декількох батарей забезпечує надійність живлення, позиціонування забезпечують три незалежних датчика прискорень, які взаємно компенсують вплив зовнішніх електромагнітних завад, впливів середовища, а також захищають від виходу з ладу одного з датчиків. Також система, розроблена Intel, забезпечує можливість об'єднання декількох Мультикоптер в свою "екосистему".



Рисунок 2.3 - Зовнішній вигляд октокоптера Falcon 8+ [7]

Окремою сферою застосування можна назвати гонки на квадрокоптера. Цей напрямок в даний час стрімко набирає популярність. Швидкість, що розвивається даними літальними апаратами, може досягати 70 км / ч.

Спортивні квадрокоптера збирають на базі рами діаметром 250 міліметрів (рисунок 1.4). Масу намагаються значно знизити, і в середньому вона дорівнює 700 грамам. Даний вид квадрокоптера оснащується камерою з високою роздільною здатністю, а також передавачем зображення оператору..



Рисунок 2.4 - Квадрокоптер Walkera 250 Runner [6]

На відміну від класичних квадрокоптера, зображення надходить не на пульт управління оператора, а на шолом віртуальної реальності.

Нещодавно компанія SureFly представила своє бачення транспорту майбутнього. Конструкція, оснащена вісьмома гвинтами, служить для перевезення двох пасажирів рисунок 2.5. Приводу працюють на електричній енергії, яка виробляється генераторами, що працюють на паливі.



Рисунок 2.5 - Транспорт майбутнього від компанії SureFly [15]

Нижче представлені основні характеристики даного транспорту:

- Маса апарату становить 500 кілограм;
- Максимальне навантаження дорівнює 700 кілограмам;

- Апарат забезпечений двома літій-полімерними батареями по 7.5 кВт/г, які застосовуються для екстреної посадки в разі несправності, пов'язаної з відключенням генератора;
- Максимальна швидкість дорівнює 70 км / год;
- На одному баку палива тривалість польоту дорівнює одному годині;
- Максимальна висота, на яку здатний піднятися мультикоптер, становить близько 12 кілометрів.

Компанія Airbus також представила свій концепт транспорту майбутнього. У ньому центральним об'єктом є капсула, призначена для перевезення пасажирів. Вона на початку поміщається на колісну платформу, яка здійснює доставку до місця її стикування з літальною платформою, яка конструктивно нагадує квадрокоптер (рис. 2.6).



Рисунок 2.6 - Концепт транспорту майбутнього від компанії Airbus [7]

Надалі літальна платформа забезпечує переміщення капсули на більш віддалену відстань або на таку ж майданчик, де капсулу чекатиме колісна платформа, або на поїзди, які можуть одночасно переміщати кілька подібних капсул.

Порівняльна таблиця квадрокоптерів приведена в таблиці 2.1

Таблиця 2.1

Назва моделі	Країна виробництва	Час польоту, хв	Дальність польоту, км	Швидкість польоту, м/с	Розміри, мм
Phantom 4	Китай	30	10	16	400*210*360

Геоскан 401	Росія	60	15	13	710*200*190
Falcon 8+	Китай	27	11	12	400*210*360
Walkera 250 Runner	Китай	35	6	22	83* 83 *198

Порівняльна таблиця квадрокоптерів

Залежно від розмірів і закладених програм квадрокоптера мають різне призначення. Звідси і різні варіанти їх застосування. Найбільші і серйозні моделі використовуються в армії - вони забезпечені фіксованими крилами і вимагають коротких злітно-посадкових смуг. Є агрегати, які застосовують для географічної зйомки місцевості, боротьби з браконьєрством і в метеорологічних цілях. Дронь менших розмірів використовують технологію вертикального зльоту і посадки.

## **Висновки до розділу 2**

Розділ присвячений короткому огляду предметної області, що розглядається в даному дипломному проекті.

Були розглянуті актуальні види квадрокоптерів, також описана область їх застосування. У розділі наведено датчики, за допомогою яких БПЛА орієнтується в просторі.

Описані електродвигуни, що використовують у сучасних квадрокоптерах, через які БПЛА має певні обмеження.

Можуть використовуватися двигуни внутрішнього згорання.

Мультикоптер здатний розвивати швидкість до 100 км/год, що обмежена часом роботи акумулятора.

Основним способом використання квадрокоптера є моніторинг не віддалених об'єктів і територій.

## РОЗДІЛ III. МОДЕЛЮВАННЯ СИСТЕМИ УПРАВЛІННЯ КВАДРОКОПТЕРОМ ДЛЯ ТЕРМОГРАФІЧНИХ ВИМІРЮВАНЬ

### 3.1 Використовувані системи координат

Для математичного опис кінематики і динаміки квадрокоптера використовуються наступні системи координат:

- 1) Стартова СК (OSXSYSZS) - нерухома системи координат, початок якої розташовано в точці зльоту квадрокоптера (ССК).
- 2) Нормальна СК (OGXGYGZG) - рухома не обертається системи координат, початок якої розташовано в центрі мас квадрокоптера (НСК).
- 3) Базова СК (OBXBYBZB) - рухома обертається системи координат. Положення базової системи координат щодо НСК визначається трьома кутами Ейлера:  $\phi, \theta, \psi$  (БСК).  $\phi, \theta, \psi$  [10]

Положення центру мас квадрокоптера в тривимірному просторі щодо місця зльоту задається декартовими координатами  $x, y, z$ .

Орієнтація квадрокоптера в просторі задається трьома наступними кутами Ейлера:  $\phi, \theta, \psi$

Крен: - поворот об'єкта навколо його поздовжньої осі. Крен, в класичному його розумінні, не визначений при тангажу рівному  $\pm 90^\circ$ .

Тангажу: - кутове положення літального апарата щодо головної (горизонтальної) поперечної осі інерції. Кут тангажу - кут між поздовжньою віссю літального апарату і горизонтальною площиною. Позитивний тангаж, зі збільшенням кута - кабрування. Негативний тангаж, зі зменшенням кута - пікірування.  $\theta$

Нишпорення: - кутовий рух літального апарата щодо вертикальної осі, а також невеликі зміни курсу вправо або вліво  $\psi$ .

### 3.2 Модель механічної частини квадрокоптера

Математична модель квадрокоптера представляє систему диференціальних рівнянь, що описують стан літального апарату в просторі щодо вертикальних сил, що розвиваються його гвинтами [12] (див. Формулу 3.1)

$$(\ddot{x}_k, \ddot{y}_k, \ddot{z}_k, \phi, \theta, \psi) = f(F_1, F_2, F_3, F_4, M_1, M_2, M_3, M_4), \quad (3.1)$$

де, -прискорення центру мас квадрокоптера щодо відповідних осей

$$\ddot{x}_k, \ddot{y}_k, \ddot{z}_k$$

$\varphi, \theta, \psi$  - кути, що описують орієнтацію квадрокоптера в просторі;

$F_1, F_2, F_3, F_4$  - тягові зусилля, що розвиваються відповідними двигунами.

Динаміка руху центру мас квадрокоптера описується за допомогою трьох диференціальних рівнянь [15] (див. Формулу 3.2).

$$\begin{aligned} m_k \ddot{x}_k &= F_{X_G}^T \\ m_k \ddot{y}_k &= F_{Y_G}^T \\ m_k \ddot{z}_k &= F_{Z_G}^T - m_k g \end{aligned} \quad (3.2)$$

де - маса квадрокоптера;  $m_k$

$g$  - прискорення вільного падіння,

$F_{X_G}^T, F_{Y_G}^T, F_{Z_G}^T$  - сума сил, що розвиваються двигунами в проекції на

відповідні осі.

Як вже говорилося, для опису кінематики обертання квадрокоптера навколо центру мас будуть використані кути Ейлера. вони утворюються

в результаті послідовного обертання базової системи координат відносно нормальної системи координат навколо кожної з осей. В даному випадку будуть виконані три послідовних повороту:

- 1) На кут щодо вертикальної осі  $OZ\varphi$
- 2) На кут відносно головної поперечної осі  $OY\theta$
- 3) На кут навколо поздовжньої осі  $OX\psi$

Кінематика руху квадрокоптера навколо центру мас описується трьома рівняннями (див. Формулу 3.3), які вийшли шляхом проекції компонент вектора кутових швидкостей квадрокоптера () на осі (,,).  $\omega_{x_B} \omega_{y_B} \omega_{z_B} \dot{\varphi} \dot{\theta} \dot{\psi}$

$$\begin{pmatrix} \dot{\varphi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & \sin \varphi \operatorname{tg} \theta & -\cos \varphi \operatorname{tg} \theta \\ 0 & \cos \varphi & \sin \varphi \\ 1 & -\frac{\sin \varphi}{\cos \theta} & \frac{\cos \varphi}{\cos \theta} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \omega_{x_B} \\ \omega_{y_B} \\ \omega_{z_B} \end{pmatrix} \quad (3.3)$$

де,  $\omega_{x_B} \omega_{y_B} \omega_{z_B}$  кутові швидкості обертання квадрокоптера;

$\varphi, \theta, \psi$  - кути, що описують орієнтацію квадрокоптера в просторі.

[17] Динаміка руху квадрокоптера навколо центру мас описується також трьома диференціальними рівняннями (див. Формулу 3.4).

$$\begin{aligned} J_{x_B} \dot{\omega}_{x_B} + (J_{z_B} - J_{y_B}) \omega_{y_B} \omega_{z_B} &= M_{x_B} \\ J_{y_B} \dot{\omega}_{y_B} + (J_{x_B} - J_{z_B}) \omega_{x_B} \omega_{z_B} &= M_{y_B} \\ J_{z_B} \dot{\omega}_{z_B} + (J_{y_B} - J_{x_B}) \omega_{x_B} \omega_{y_B} &= M_{z_B} \end{aligned} \quad (3.4)$$

де  $J_{x_B}, J_{y_B}, J_{z_B}$  - осьові моменти інерції квадрокоптера;

$M_{x_B}, M_{y_B}, M_{z_B}$  - обертаючі моменти, які впливають на квадрокоптер.

Обертаючі моменти, які впливають на квадрокоптера, визначаються трьома рівняннями, описаними нижче (див. Формулу 3.5).

$$\begin{aligned} M_{x_B} &= (F_4 - F_2) \cdot r \\ M_{y_B} &= (F_3 - F_1) \cdot r, \\ M_{z_B} &= (M_1 + M_3) - (M_2 + M_4) \end{aligned} \quad (3.5)$$

де  $F_1, F_2, F_3, F_4$  - тягові зусилля, що розвиваються відповідними двигунами;

$M_1, M_2, M_3, M_4$  - обертаючі моменти, що розвиваються відповідними двигунами;

$r$  - радіус квадрокоптера.

Перетворення координат з нормальною в базову систему координат виконується за допомогою матриці повороту [25] (див. Формулу 3.6).

$$\begin{pmatrix} X_B \\ Y_B \\ Z_B \end{pmatrix} = A(\varphi, \theta, \psi) * \begin{pmatrix} X_G \\ Y_G \\ Z_G \end{pmatrix} \quad (3.6)$$

Як було сказано раніше, обертання БСК щодо НСК виконується шляхом послідовних поворотів навколо кожної з осей. Кожен поворот означає множення вектора на відповідну матрицю повороту [24] (див. Формулу 3.7).

$$A(\varphi, \theta, \psi) = A_x(\varphi) * A_y(\theta) * A_z(\psi), \quad (3.7)$$



де  $A_x()$  - матриця повороту навколо осі OX на кут; $\varphi$

$A_y(\theta)$  - матриця повороту навколо осі OY на кут; $\theta$

$A_z(\psi)$  - матриця повороту навколо осі OZ на кут; $\psi$

Значення елементів матриць повороту обчислюються як тригонометричні функції від їх аргументів. Матриці, що використовуються для перетворення координат, наведені нижче [13] (див. Формули 3.8-3.10).

$$A_z(\psi) = \begin{pmatrix} \cos\psi & -\sin\psi & 0 \\ \sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (3.8)$$

$$A_y(\theta) = \begin{pmatrix} \cos\gamma & 0 & \sin\gamma \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\gamma & 0 & \cos\gamma \end{pmatrix} \quad (3.9)$$

$$A_x(\varphi) = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\theta & -\sin\theta \\ 0 & \sin\theta & \cos\theta \end{pmatrix} \quad (3.10)$$

Зворотне перетворення вимагає знаходження оберненої матриці. Це необхідно для проектування сумарного вектора тяги на осі нормальної системи координат [28] (див. Формулу 3.11).

$$\begin{pmatrix} F_{X_G}^T \\ F_{Y_G}^T \\ F_{Z_G}^T \end{pmatrix} = A^{-1}(\psi, \gamma, \theta) * \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ F_{Z_B}^T \end{pmatrix} \quad (3.11)$$

Вектор тяги в базовій системі координат спрямований вертикально вгору і дорівнює сумі тяг, що розвиваються усіма двигунами. В результаті ми отримали проекції сумарного вектора тяги двигунів на осі нормальної системи координат (див. Формулу 2.12)

$$\begin{aligned} F_{X_G}^T &= (\cos\varphi * \sin\theta * \cos\psi + \sin\varphi * \sin\psi) * F_{Z_B}^T \\ F_{Y_G}^T &= (\cos\varphi * \sin\theta * \sin\psi - \sin\varphi * \sin\psi) * F_{Z_B}^T \\ F_{Z_G}^T &= \cos\varphi * \cos\theta * F_{Z_B}^T \end{aligned} \quad (3.12)$$

### 3.3 Моделі приводів квадрокоптера з урахуванням гвинтів

Як застосовуваних двигунів в роботі розглядається модель двигуна постійного струму рисунок 3.1. У моделі враховано нелінійність, викликана наявністю вентиляційної навантаження. Величина цього навантаження пропорційна квадрату кутової швидкості [11] (див. Формулу 3.13).

$$M_{BH} = K_v \omega_{дв}^2 \quad (3.13)$$

$\omega_{дв}$  - кутова швидкість вала двигуна;

$K_v$  - коефіцієнт пропорційності.

Входом моделі є напруга з силового перетворювача, що входить в контур регулювання швидкості приводу, а також зовнішній момент навантаження. Виходами є кутова швидкість вала двигуна і створюваний динамічний момент.

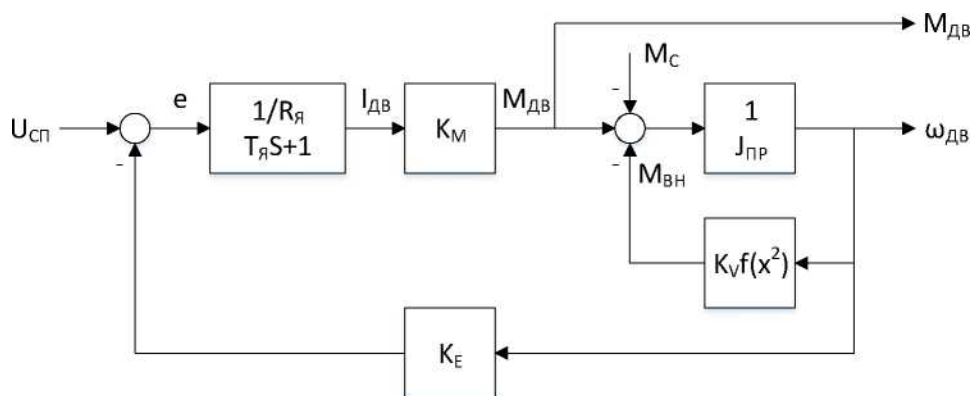


Рисунок 3.1 - Структурна схема двигуна постійного струму [12]

$R_{я}$  - активний опір обмоток двигуна;

$T_{я}$  - постійна часу двигуна;

$K_m$  - коефіцієнт зв'язку струму в оботках двигуна і моменту на валу;

$K_e$  - коефіцієнт зв'язку швидкості вала і ЕРС;

$J_{пр}$  - приведений момент інерції приводу з урахуванням гвинта.

Двигун постійного струму входить в контур регулювання швидкості приводу постійного струму рисунок 3.2.

Виходами моделі є тяга, що розвивається двигуном (див. Формулу 3.14) і динамічний момент на валу.

Тяга також пропорційна квадрату кутової швидкості. Як регулятор використовується пропорційно-інтегральний регулятор. [9]

$$F_T = K_f \omega_{\text{ДВ}}^2 \quad (3.14)$$

де - коефіцієнт пропорційності  $K_f$

В результаті була отримана математична модель приводу постійного струму, регулювання в якому здійснюється по кутовий швидкості.

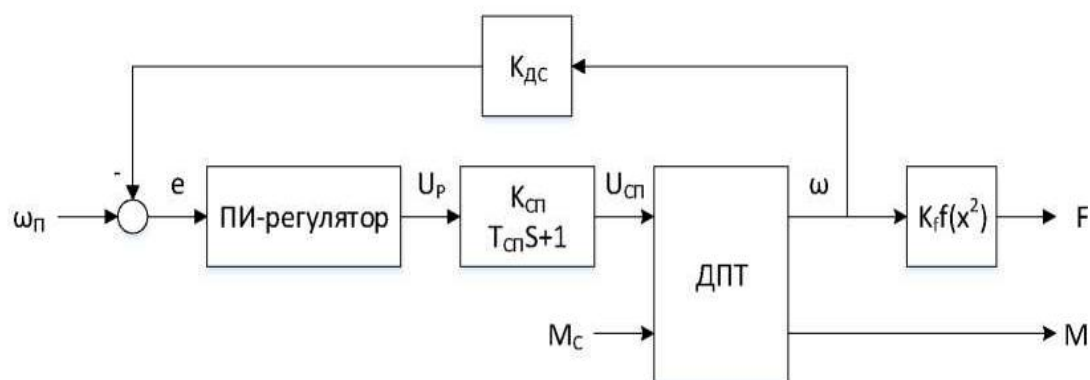


Рисунок 3.2 – Структурна схема привода [10]

КСП - коефіцієнт посилення силового перетворювача;

ТСП - постійна часу силового перетворювача;

КДС - коефіцієнт передачі датчика швидкості;

ДПС - двигун постійного струму.

### 3.4 Структурний синтез багатовимірною регулятора траєкторії польоту

Регулятор траєкторії польоту складається з трьох незалежних регуляторів: горизонтальних переміщень, висоти польоту, ристання, кожен з яких формує свій власний вектор швидкостей приводів рисунок 3.3. Згодом всі три вектора складаються між собою і виходить підсумковий вектор завдань кутових швидкостей  $Q$ . Як сигналів управління регулятор отримує три декартових координати, що задають положення квадрокоптера в тривимірному просторі, а також кутове положення навколо вертикальної осі – ристання. [8]

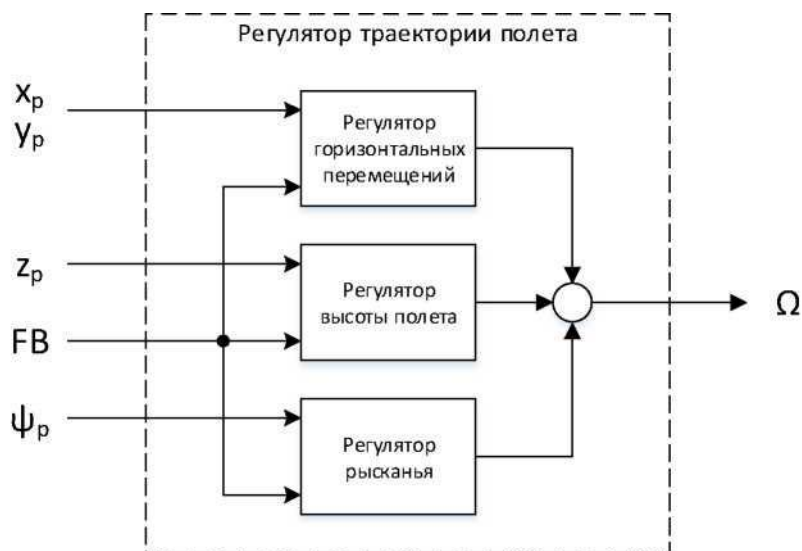


Рисунок 3.3 – Структурна схема регулятора траєкторії польоту *хрур.zp* - програмна траєкторія польоту в проекції на осі нормальної системи координат;

$FB$  - вектор сигналів з датчиків зворотного зв'язку;

$\Omega$  - вектор завдання кутових швидкостей.

Вектор зворотного зв'язку містить положення центру мас квадрокоптера в декартових координатах і перші дві їх похідних, а також три кути Ейлера. На основі цих даних регулятор формує завдання швидкостей обертання приводів.

Підсумковий вектор сигналів виходить, як результат підсумовування сигналів управління з кожного з каналів (див. Формулу 3.14). Розглянемо кожен з трьох регуляторів більш розширено.

$$\Omega = \Omega_{xy} + \Omega_z + \Omega_\psi \quad (3.14)$$

де  $\Omega_{xy}$  - вектор завдання швидкості каналу горизонтальних переміщень

$\Omega_z$  - вектор завдання швидкості каналу висоти польоту

$\Omega_\psi$  - вектор завдання швидкості каналу рысканья

Регулятори горизонтальних переміщень. Кожна з координат ( $x$ ,  $y$ ) управляється незалежно своїм регулятором. Виходами регуляторів є сигнали  $\Delta\omega_x$  і  $\Delta\omega_y$ . Разом вони утворюють вектор управління каналу горизонтальних переміщень (див. Формулу 3.15).

$$\Omega_{xy} = (-\Delta\omega_x \Delta\omega_y \omega_x - \Delta\omega_y)^T \quad (3.15)$$

де - приріст сигналу по осі ОХ;  $\Delta\omega_x$

$\Delta\omega_y$  - приріст сигналу по осі ОУ.

Регулятор висоти польоту. Виходом регулятора є сигнал, який утворює вектор завдання швидкостей приводів (див. Формулу 3.16).  $\omega_z$

$$\Omega_z = (\Delta\omega_\psi - \Delta\omega_\psi \Delta\omega_\psi - \Delta\omega_\psi)^T \quad (3.16)$$

де - вектор завдання швидкостей приводів.  $\Delta\omega_z$

Регулятор кута ристання. Виходом є сигнал, який перетвориться в вектор завдання швидкостей приводів (див. Формулу 3.17).  $\Delta\omega_\psi$

$$\Omega_z = (\omega_z \omega_z \omega_z \omega_z)^T, \quad (3.17)$$

де - приріст сигналу швидкостей двигунів для здійснення повороту.  $\Delta\omega_\psi$

Синтез структури регуляторів проводився по лінеаризоване моделям механічної частини квадрокоптера.

Проводилася в околиці швидкості, що забезпечує зависання квадрокоптера в повітрі (3.18).

$$\omega_0 = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{m_k g}{K_f}} \quad (3.18)$$

де  $\omega_0$  - кутова швидкість приводів, що забезпечує зависання квадрокоптера в повітрі;

$m_k$  - маса квадрокоптера;

$g$  - прискорення вільного падіння;

$K_f$  - коефіцієнт пропорційності.

З урахуванням лінеаризації, момент вентиляційної навантаження можна уявити пропорційним кутової швидкості двигунів (див. Формулу 3.19).

$$M_{BH} = K_v \omega_{ДВ}^2 \sim K_{BH} \omega_{ДВ} \quad (3.19)$$

де - коефіцієнт пропорційності, що вийшов в результаті лінеаризації моделі.  $K_{BH} = 2K_v w_0$

Величина розвивається двигунами тяги після проведеної лінеаризації також пропорційна кутовий швидкості приводів (див. Формулу 3.20).

$$F_T = K_f \omega_{ДВ}^2 \sim K_T \omega_{ДВ} \quad (3.20)$$

де - коефіцієнт пропорційності, що вийшов  $K_T = 2K_v w_0$  в результаті лінеаризації моделі.

Структури регуляторів кожного з каналів вибиралася згідно лінеаризованої моделі квадрокоптера. Система управління каналу горизонтальних переміщень складається з трьох контурів управління рисунок 3.4. Внутрішній контур управляє одним з кутів нахилу квадрокоптера: крен або тангажу. В даному контурі застосовується пропорційно-диференціальний регулятор (див. формулу 3.21).

$$W_{\text{цд}}(s) = K_{\text{п}} (T_{\text{д}} s + 1) \quad (3.21)$$

де  $W_{\text{цд}}(s)$  - передавальна функція пропорційнодиференціальне регулятора;

$K_{\text{п}}$  - коефіцієнт пропорційності;

$T_{\text{д}}$  - постійна часу диференціювання;

$s$  - оператор Лапласа.

Наступний контур здійснює управління ускореннями за допомогою пропорційного регулятора (див. Формулу 3.22). Зовнішній контур відпрацьовує завдання положення, що формується оператором. Управління здійснюється за допомогою пропорційно-диференціального регулятора (див. Формулу 3.21).

$$W_{\text{п}}(s) = K_{\text{п}} \quad (3.22)$$

де - передавальна функція пропорційного регулятора;  $W_{\text{п}}(s)$

$K_{\text{п}}$  - коефіцієнт пропорційності.

Канал регулювання висоти польоту є двоконтурним рисунок 3.5. Внутрішній контур відповідає за управління прискоренням і містить інтегральний регулятор, який призводить статичну помилку, викликану наявністю прискоренням вільного падіння, до нуля (див. Формулу 3.23).

$$W_{\text{и}} = \frac{1}{T_{\text{и}}s} \quad (3.23)$$

де  $(s)$  - передавальна функція інтегрального регулятора;  $W_{\text{и}}$

$T_{\text{и}}$  - постійна часу інтегрування;

Зовнішній контур, який відповідає за відтворення висоти, що задається оператором, містить пропорційно-диференціальний регулятор (див. Формулу 3.23).

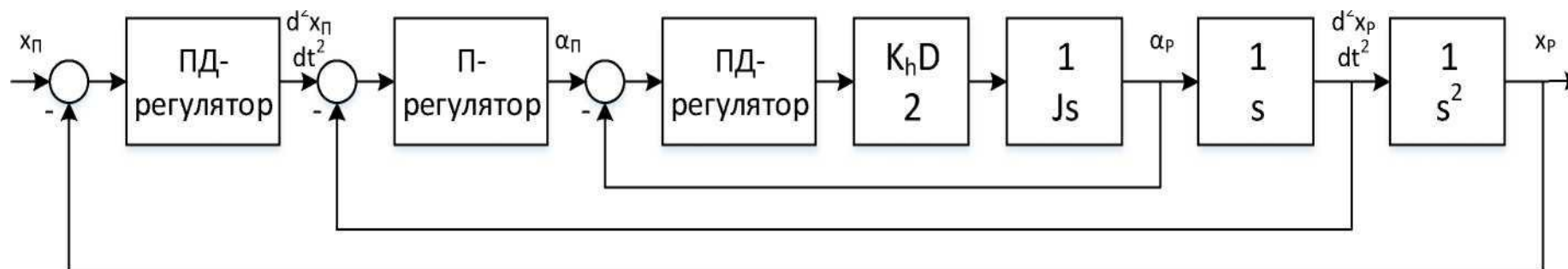


Рисунок 3.4 - Система управління горизонтальними  
переміщеннями

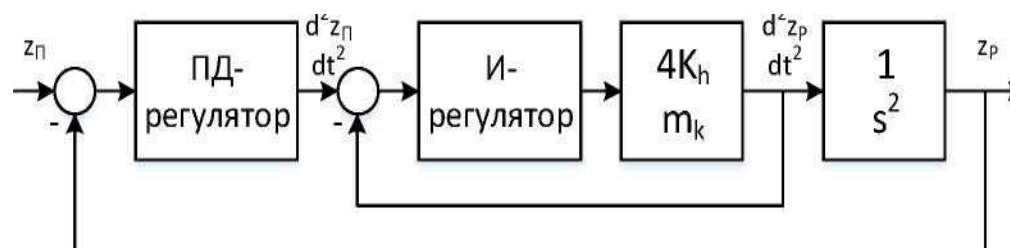


Рисунок 3.5 - Система управління висотою польоту



Система управління кутом рискання містить один контур рисунок 3.6. Він відтворює заданий оператором кут. Контур управління містить пропорційно-диференційний регулятор (див. Формулу 3.23).

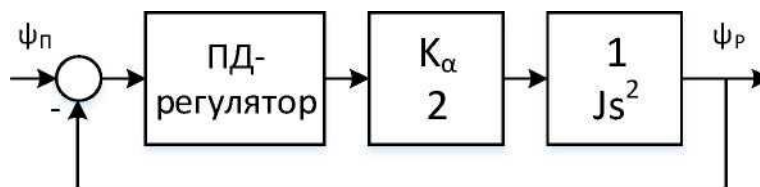


Рисунок 3.6 - Система управління рисканням

Початкові параметри регуляторів підбиралися виходячи з перехідних і частотних характеристик лінеаризованій моделі. Надалі вони коригувалися при дослідженні роботи нелінійної системи.

### 3.5 Simulink-модель багатовимірного об'єкта управління

Комп'ютерну модель механічної частини квадрокоптера можна умовно розділити на чотири блоки рисунок 3.7:

- Обчислення сил і моментів;
- Обертальних рухів;
- Визначення орієнтації квадрокоптера в просторі;
- Лінійних переміщень.

Блок обчислення сил і моментів проектує сукупну тягу, яку вироблено двигунами, на осі нормальної системи координат (див. Формулу 3.24), а також обчислює моменти, що обертають квадрокоптер навколо осі базової системи координат (див. Формулу 3.18).

Блок обертальних рухів вирішує систему диференціальних рівнянь Ейлера (див. Формулу 3.17). В результаті її рішення ми отримуємо інформацію про кутові швидкості обертання квадрокоптера навколо базової системи координат.

Третій блок, виходячи з кутових швидкостей, визначає орієнтацію квадрокоптера щодо нормальної системи координат (див. Формулу 3.16).

Останній блок, лінійних переміщень, вирішує систему диференціальних рівнянь (див. Формулу 3.15), яка дозволяє отримати прискорення і переміщення відносно нормальної системи координат. Блок враховує проекції сил, що розвиваються двигунами, і зовнішні впливи.

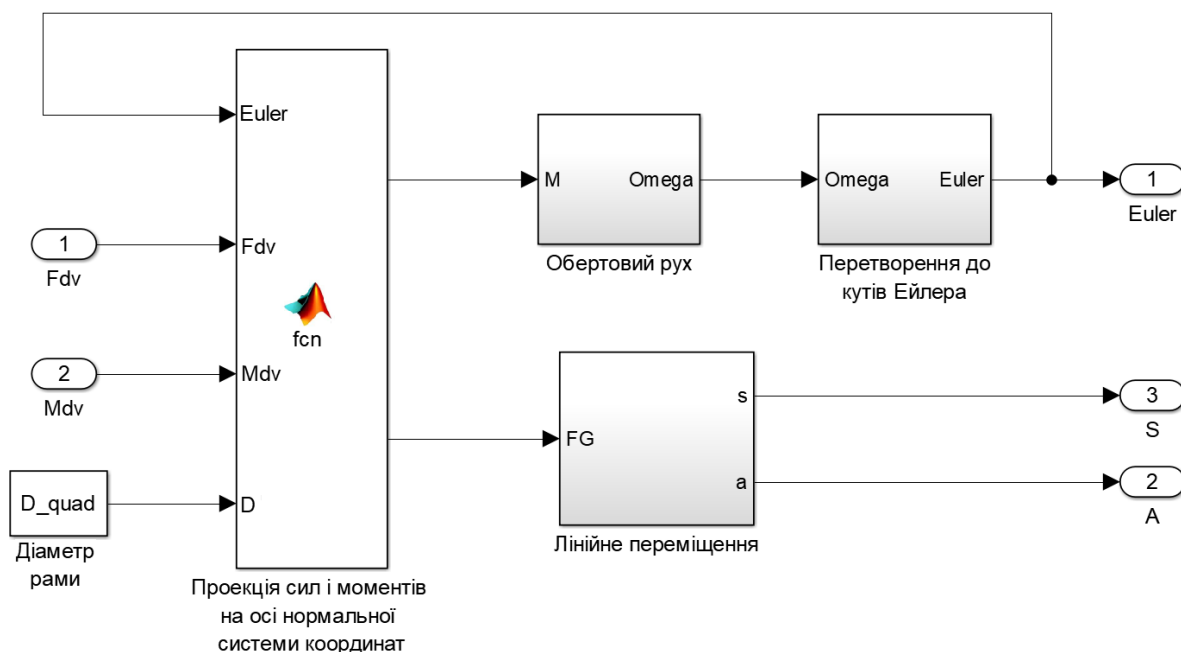


Рисунок 3.7 - Simulink-модель механічної частини системи

### 3.6 Simulink-модель приводів

Комп'ютерна модель двигуна постійного струму рисунок 3.8 побудована на основі структурної схемою, описану раніше рисунок 3.7.

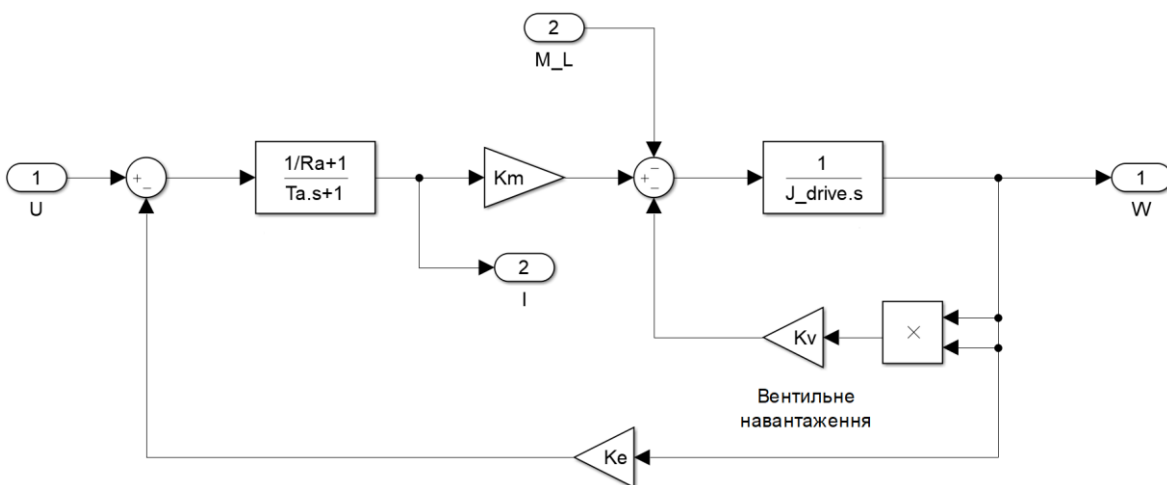


Рисунок 3.8 - Simulink-модель двигуна постійного струму

Комп'ютерна модель приводу гвинта рисунок 3.9 побудована на основі структурної схемою, розглянутої вище рисунок 3.7.

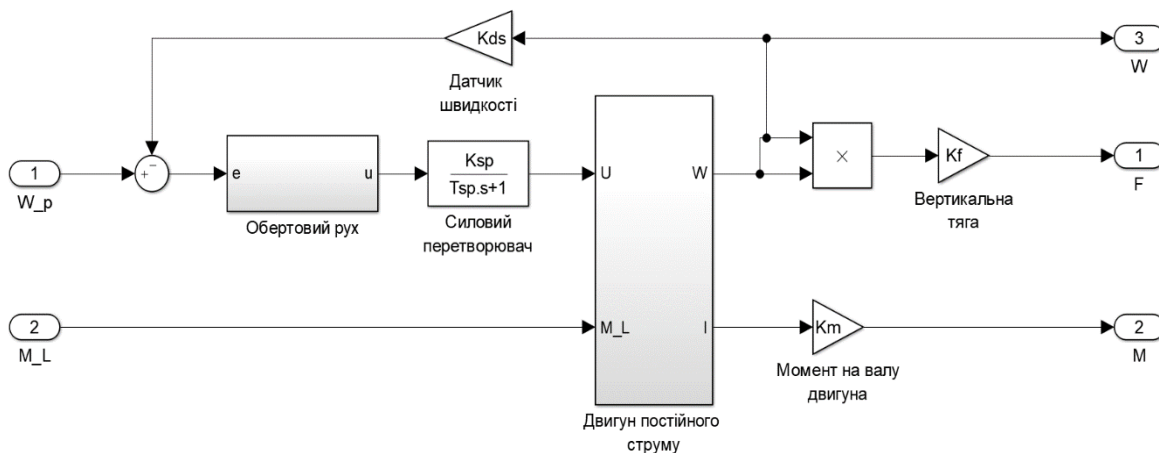


Рисунок 3.9 - Simulink-модель приводу гвинта

Модель враховує вплив на двигуни збурень, викликані, наприклад, коливанням температури або змінами погоди.

### 3.7 Комп'ютерна модель регулятора траєкторії польоту

Комп'ютерна модель регулятора горизонтальних переміщень рисунок 3.10 складена на основі структурної схеми, наведеної раніше рисунок 3.7.

Особливістю Simulink-моделі є наявність матриці повороту навколо осі OZ. Вона забезпечує коректне завдання збільшень кутових швидкостей в залежності від орієнтації квадрокоптера.

Комп'ютерна модель регулятора висоти польоту рисунок 3.11 практично повністю повторює структурну схему, яку розглянуто раніше рисунок 3.10.

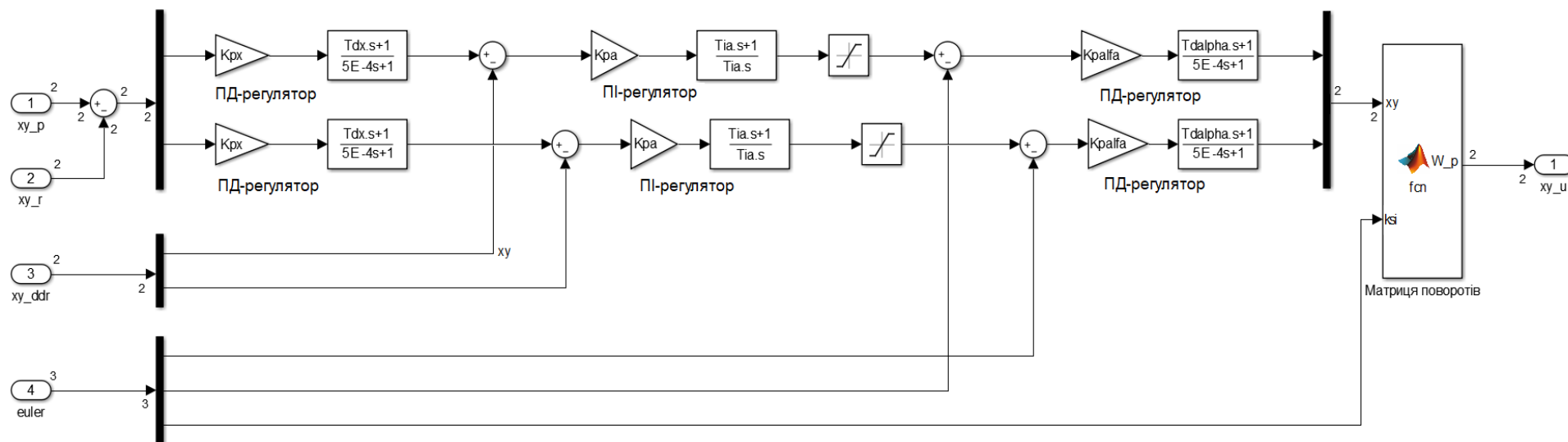


Рисунок 3.10 - Simulink-модель регулятора горизонтальних переміщень

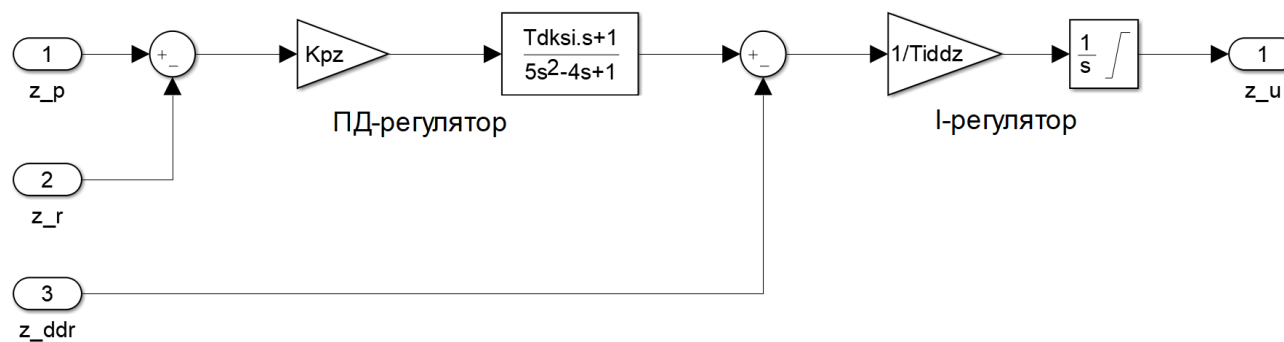


Рисунок 3.11 - Simulink-модель регулятора висоти польоту

Особливістю моделі є наявність інтегратор з насиченням. Це дозволяє не йти регулятору в глибоке насичення і, отже, покращує перехідну характеристику набору висоти.

Комп'ютерна модель регулятора рисання рисунок 3.12 заснована на структурній схемі, описаній в попередньому розділі рисунок 3.1.

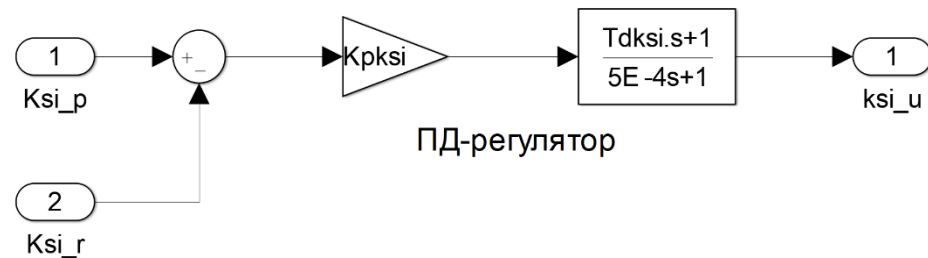


Рисунок 3.12 - Simulink-модель регулятора рисання

### 3.8 Комп'ютерна модель системи управління квадрокоптера

В результаті створення комп'ютерних моделей механічної частини системи, приводів, регуляторів, можна скласти повну комп'ютерну модель системи управління квадрокоптера рисунок 3.13

Модель складається з п'яти основних блоків:

- Формування сигналів управління
- Формування зовнішніх збурень
- Регулятора траєкторії польоту
- системи приводів
- Механічної частини квадрокоптера

Решта блоки моделі, які не були розглянуті вище, служать для запису результатів вимірювань всіх параметрів системи до відповідних масиви даних. Одержаний набір даних аналізується, і по ньому будуються необхідні тимчасові залежності.

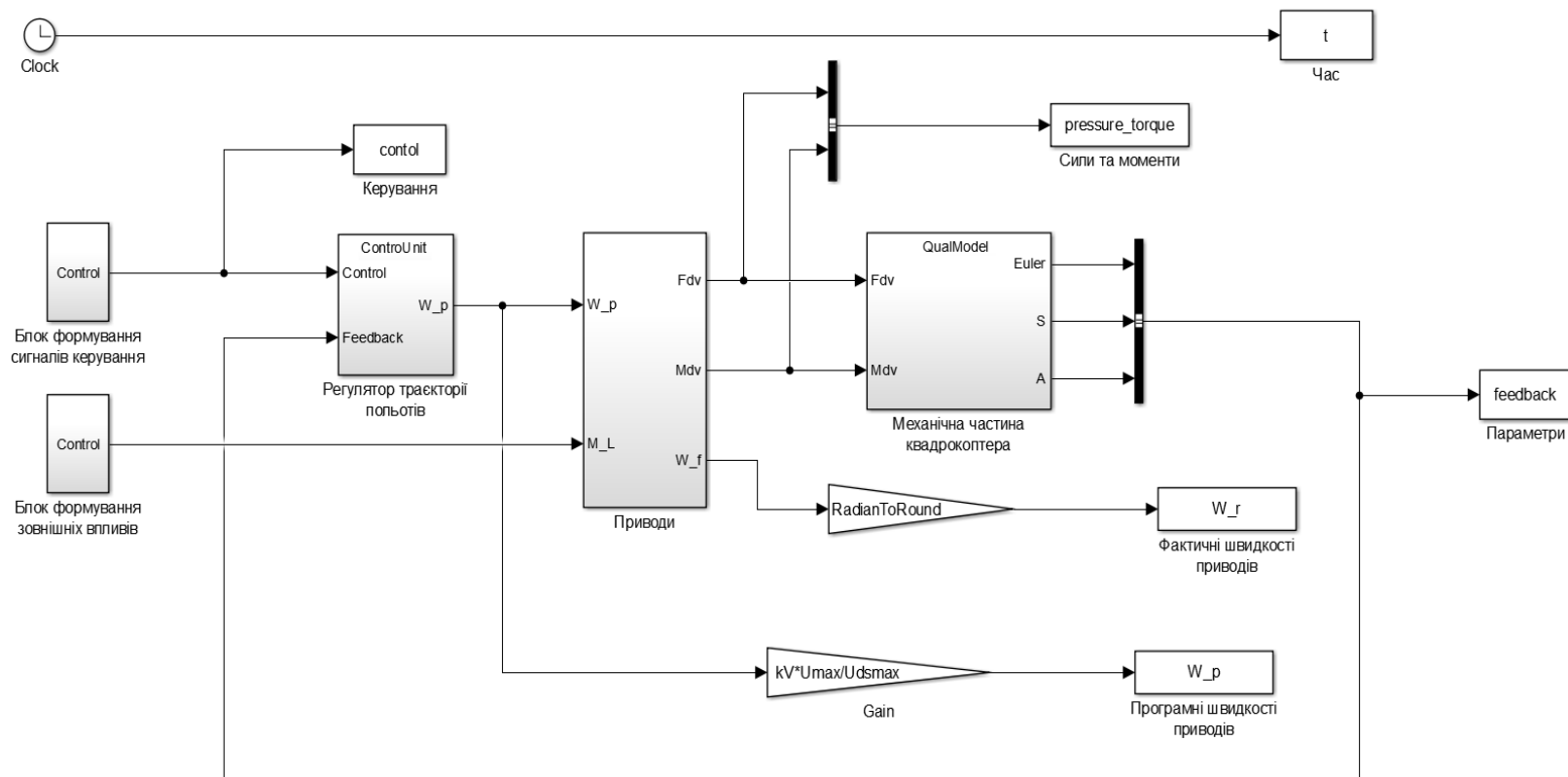


Рисунок 3.13 - Simulink-модель системи управління квадрокоптера

### 3.9 Підбір коефіцієнтів регуляторів

Як говорилося раніше, в результаті лінеаризації моделі квадрокоптера були підібрані оптимальні параметри регуляторів в якості першого наближення. Надалі, після створення комп'ютерної моделі квадрокоптера, параметри коректувалися вже на нелінійній моделі.

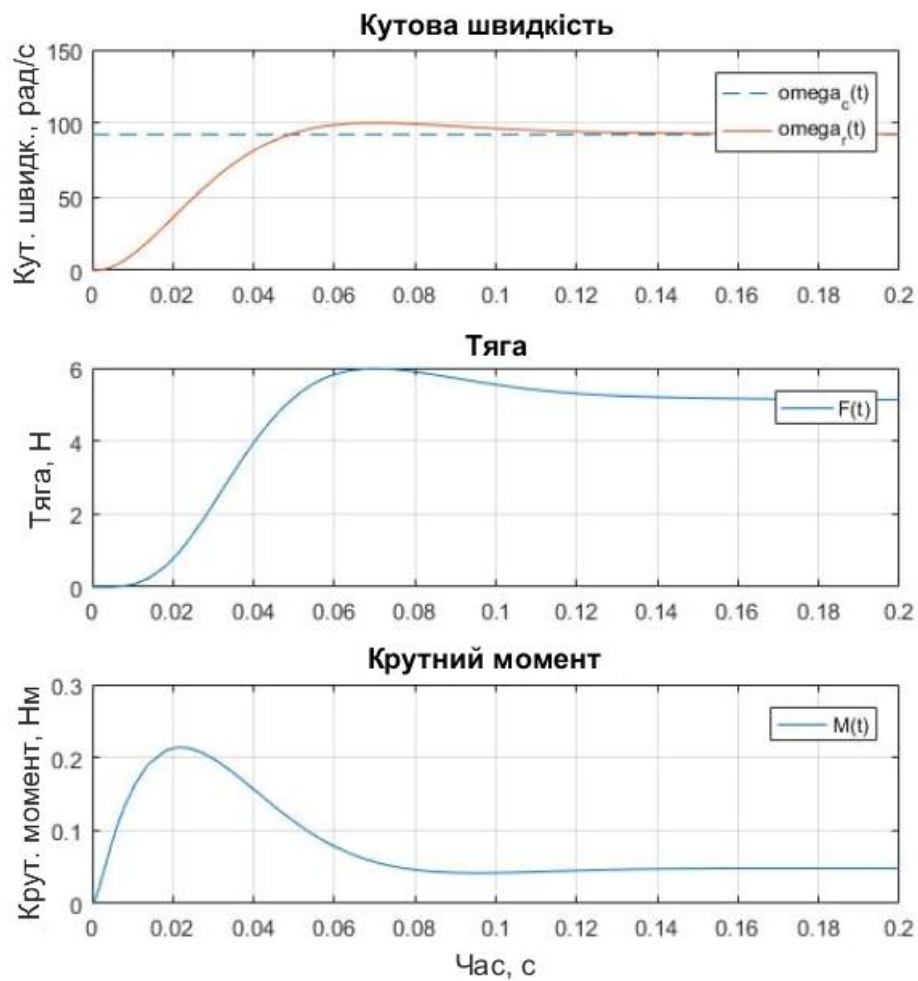
Так як підсумкові параметри регуляторів були обрані вручну, шляхом перебору з подальшим моделюванням, можна сказати, що вони не є оптимальними.

Рекомендованим способів вибору коефіцієнтів є проведення багатовимірної оптимізації будь-яким відомим методом. В силу того, що реальна модель буде відрізнятися від комп'ютерної через відхилення параметрів системи на величину похибки, можна зробити схожу оптимізацію на реальній моделі.

Вплив динаміки приводів на роботу системи управління

Швидкодію системи управління квадрокоптера передбачає наявність налаштованих приводів, які здатні відпрацьовувати зовнішнє завдання швидкості за мінімальний час. Це, в свою чергу, призводить до зростання динамічних моментів у двигунах. Незначна різниця обертаючих моментів на двигунах призводить до закручування квадрокоптера, і, отже, завдання стеження за траєкторією польоту ускладнюється.

Тому при настройці регулятора приводу рекомендується домагатися перехідною характеристики, близької до апериодической. Так як коливання швидкості двигунів призводить до коливання моменту на валу двигуна. Перехідна характеристика приводів, що використовуються в системі, представлена на малюнку 3.14.



Рисунку 3.14 - Часові характеристики приводу

Перехідна характеристика приводів, що використовуються в системі, представлена на рисунку 3.14.



### Висновки до розділу 3

У даному розділі було розглянуто математичну модель управління квадрокоптера та виконано розробку комп'ютерної моделі.

Описано вектор зворотнього зв'язку, регулятори горизонтальних переміщень, висоти польоту, кута ристання. Структури регуляторів кожного з каналів вибиралися згідно лінеаризованої моделі квадрокоптера.

Початкові параметри регуляторів підбиралися виходячи з перехідних і частотних характеристик лінеаризованих моделей

Комп'ютерну модель механічної частини квадрокоптера можна умовно розділити на чотири блоки:

- Обчислення сил і моментів;
- Обертальних рухів;
- Визначення орієнтації квадрокоптера в просторі;
- Лінійних переміщень.

Описані комп'ютерні моделі двигуна постійного струму Simulink та приводу гвинта Simulink.

Розглянуто математичну модель квадрокоптера, що представляє собою систему диференціальних рівнянь, які описують стан літального апарату в просторі вертикальних сил. Описана динаміка, кінематика та обертальний момент руху квадрокоптера.

## РОЗДІЛ IV. ДОСЛІДЖЕННЯ СТАНУ ФОТОМОДУЛІВ СОНЯЧНОЇ ЕЛЕКТРОСТАНЦІЇ ЗА ДОПОМОГОЮ АЕРОТЕРМОГРАФІЇ

### 4.1 Зліт квадрокоптера

Перший досліджуваний режим роботи є зліт квадрокоптера на задану оператором висоту рисунок 4.1. За графіком перехідного процесу можна сказати, що відпрацювання завдання квадрокоптера займає більше 5 секунд. Це обумовлено тягою, що розвивається двигунами. Для прискорення зльоту можна підібрати двигун, що розвиває велику потужність.

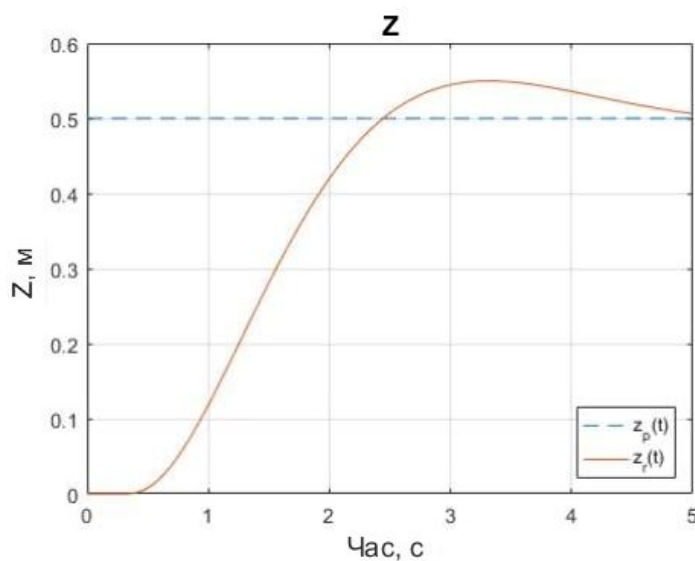


Рисунок 4.1 - Зліт квадрокоптера на задану висоту

Підібрані параметри регуляторів дозволили знизити перерегулювання - воно приблизно дорівнює 10 відсоткам. Коливальний процес швидко згасає.

### 4.2 Маневрування в горизонтальній площині

Підбір коефіцієнтів регулятора горизонтальних переміщень був більш трудомістким, ніж для регулятора висоти. Це викликано наявністю трьох контурів регулювання. В результаті ми отримали перехідний процес, показаний на малюнку 4.2. Час першого узгодження дорівнює 1 секунд. Через досить швидкого досягнення квадрокоптера заданої точки, маємо сильне перерегулювання, близько 60 відсотків, і виражену коливальність процесу. Перехідний процес займає 8 секунд.

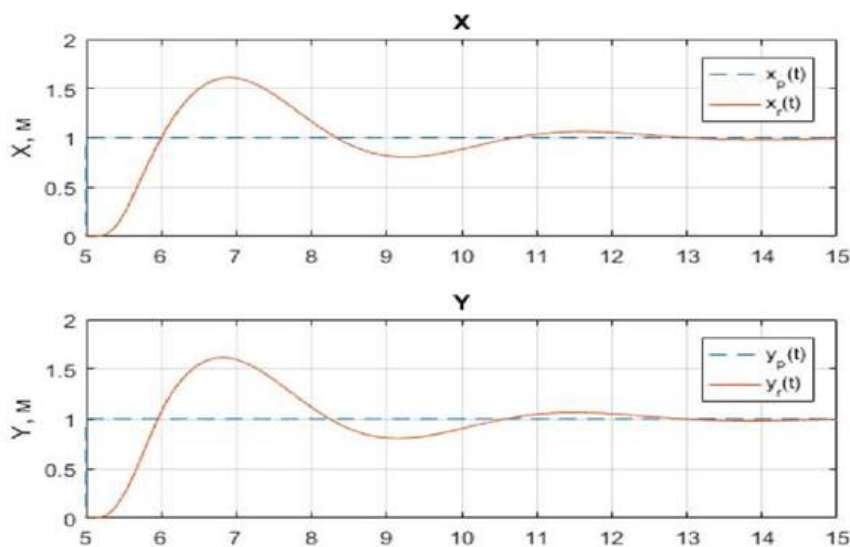


Рисунок 4.2

Якість перехідного процесу можна збільшити шляхом вибору кращих коефіцієнтів. Цим можна зменшити перерегулювання і коливання.

### 4.3 Обертання навколо вертикальної осі

Система управління кутом рискання є одноконтурной рисунок 3.6, тому підбір його параметрів виявився найбільш простим. Час перехідного процесу складає 3 секунди рисунок 4.3. Перехідний процес швидко згасає. Перерегулювання дорівнює 12 відсоткам.

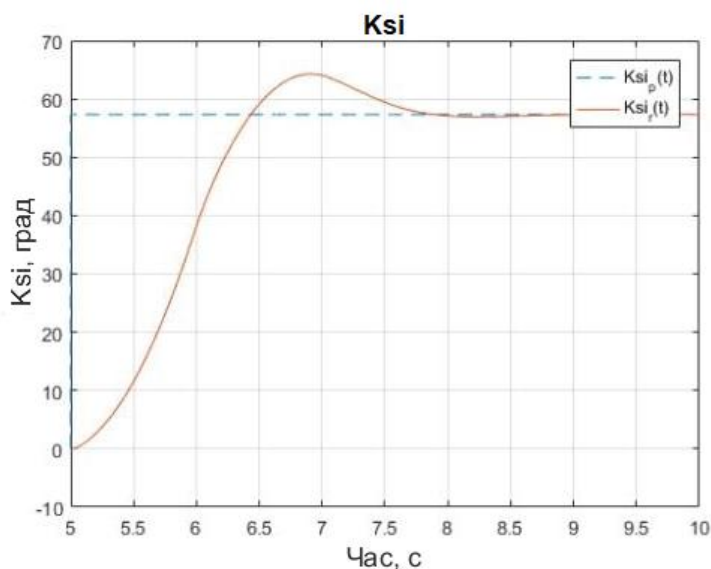


Рисунок 4.3 - Обертання квадрокоптера навколо вертикальної осі

З усіх представлених режимів польоту, обертання навколо вертикальної осі є найбільш швидким.

#### 4.4 Складне завдання переміщення

В результаті проведеного моделювання роботи квадрокоптера в різних режимах роботи, можна сказати, що система є стійкою. Тому наступним режимом руху буде рух по складній траєкторії, щоб вивчити поведінку системи управління квадрокоптера при спільній роботі всіх трьох регуляторів (див. Рис 3.14).

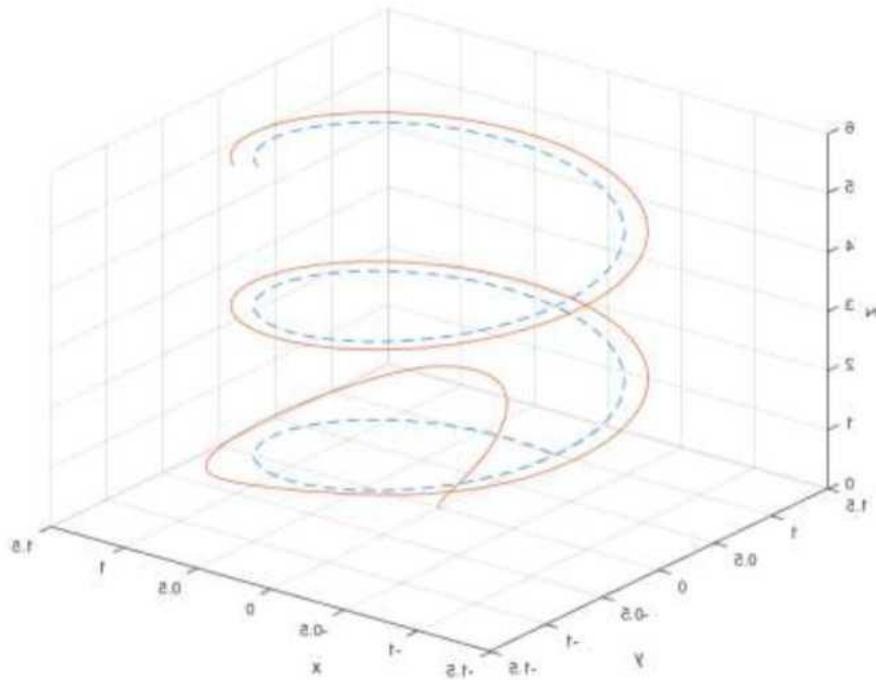


Рисунок 4.4 - Переміщення квадрокоптера в тривимірному просторі

За графіком видно, що квадрокоптер плавно відпрацьовує задану траєкторію.

Програмна траєкторія руху є відтворенням окружності в горизонтальній площині з поступовим набором висоти, а також з рівномірним поворотом квадрокоптера до центру описуваного кола.

Проаналізувавши графіки перехідного процесу по кожній з керованих координат рисунок 3.5, можна сказати, що система відпрацьовує рівномірний набір швидкості і поворот навколо вертикальної осі без статичних помилок.

Раніше було показано, що регулятор горизонтальних переміщень є сильно коливальним рисунок 4.3. Це помітно на графіках переміщення квадрокоптера по осях ОХ та ОУ. Зі збільшенням частоти обертання реальна траєкторія руху все ставати більш амплітудної.

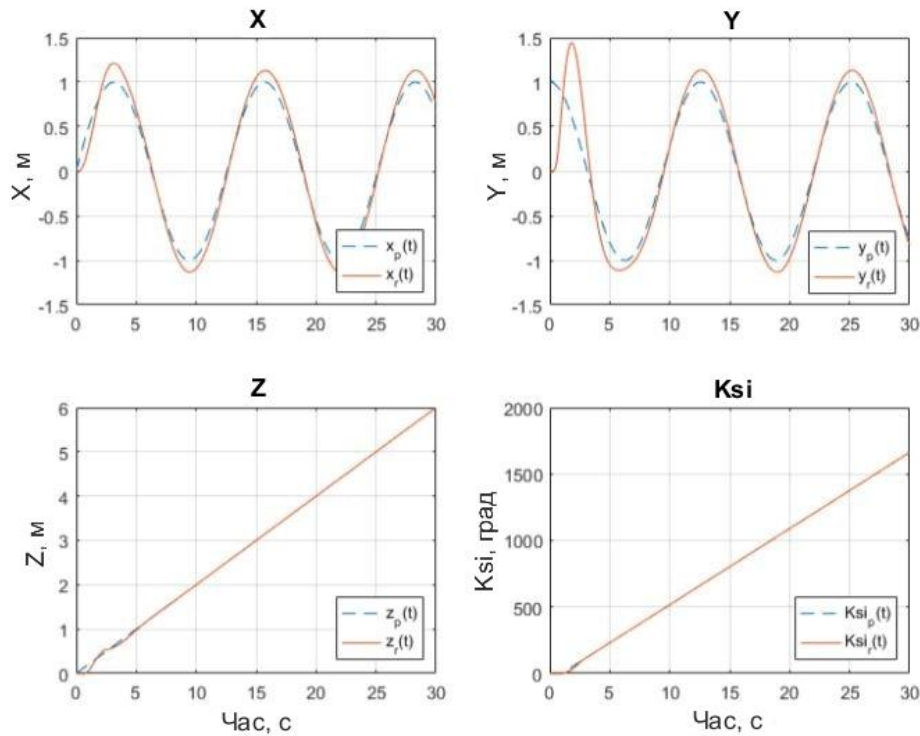


Рисунок 4.5 - Переміщення квадрокоптера по кожній координаті

Чим менше значення частоти, тим більше точно квадрокоптер відпрацьовує програмну траєкторію

На малюнку 4.6 показані тимчасові характеристики швидкостей приводів в перші кілька секунд, коли квадрокоптер виходить на задану траєкторію польоту. Даний проміжок часу був обраний, так як він є найбільш складним. На графіках присутні високочастотні коливань, це пояснюється відповідною настроюванням регуляторів. В результаті значення швидкостей приходять до сталого стану.

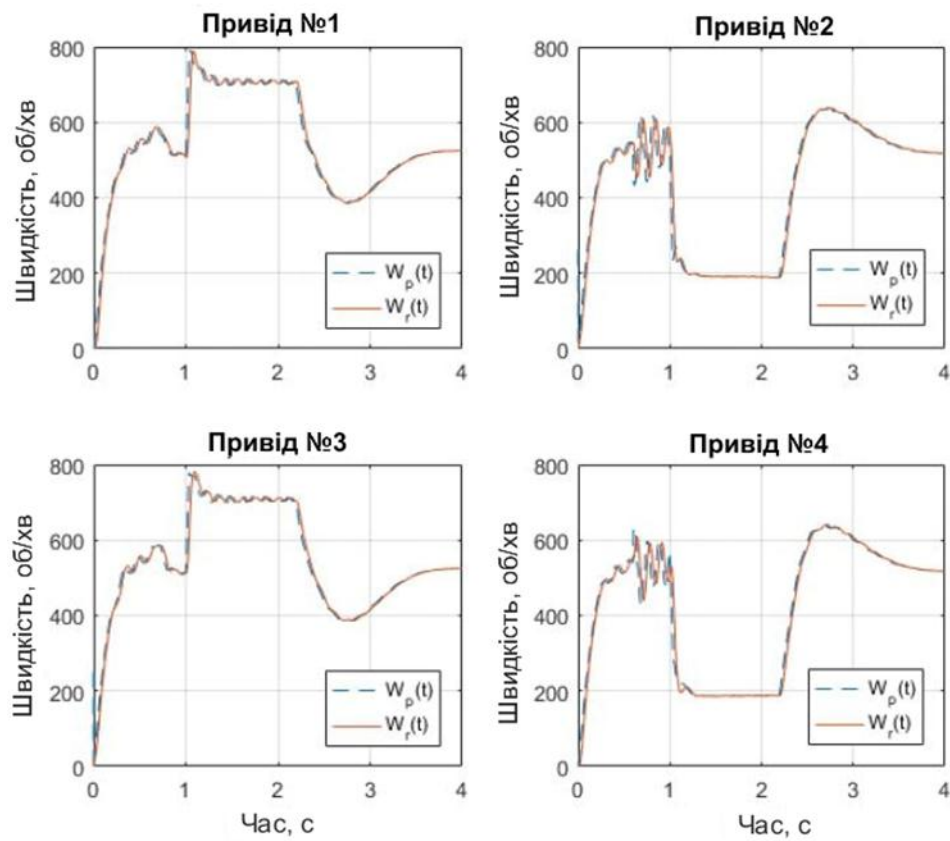


Рисунок 4.6 - Кутові швидкості приводів

Питання технічної реалізації системи управління.

#### 4.5 Вибір рами

Основним параметром, згідно з яким проводиться вибір рами, є її розмір. Розміром прийнято вважати відстань між діагонально розташованими двигунами.



Рисунок 4.7

Рама виготовлена з пластику, але має жорсткі характеристики.

## 4.6 Двигуни

Широке поширення отримали безколекторні двигуни з огляду на їх високу ефективність. Дані двигуни містять три обмотки, почергове комутування яких створює необхідний крутний момент.

Основним недоліком є велика маса. З переваг перед колекторними двигунами можна виділити надійність через відсутність щіткового контакту і редуктора, а також тяга.



Рисунок 4.8

Квадрокоптера, укомплектовані двигунами такого типу, можуть піднімати, крім самого квадрокоптера, навісне обладнання.

## 4.7 Акумуляторні батареї

Вага акумулятора повинен бути невеликим для більшої маневреності квадрокоптера. Також двигуни в пікових режимах здатні споживати великі струми, близько 100 А. Оптимальними характеристиками володіють літій-полімерні акумулятори.

При виборі акумулятора для квадрокоптера важливо враховувати три його характеристики:

- ємність
- Рейтинг розрядки
- напруга

Залежить від кількості «банок» або осередків акумулятора. Напруга одного осередку літій-полімерного акумулятора становить близько 3,7. Відповідно, чим більше осередків, тим більша напруга. У комерційному продажу акумулятори маркується: 1S, 2S, 3S і 4S. 1S позначає напругу, рівну 3.7В, 2S - 7.4 В, 3S - 11.1 В, 4S - 14.8 В.

Було обрано акумулятор 3S з ємністю 5200 mAh



Рисунок 4.9

Рейтинг розрядки вказує на те, у скільки максимальний розрядний струм перевищує ємність.

#### 4.8 Регулятори швидкості

При виборі регулятора швидкості необхідно враховувати: максимальний споживаний двигуном струм, а також напруга акумуляторної батареї. Були обрані регулятори «Simonk» 30A.



Рисунок 4.10

Регулятор швидкості Simonk 30 А являє собою програмований регулятор.



## 4.9 Датчики

Для коректної роботи системи управління квадрокоптера необхідна наявність набору датчиків зворотного зв'язку. У спроектованій системі управління використовуються наступні датчики:

- гіроскоп
- акселерометр
- GPS-приймач

Дані, одержані за гіроскопа, визначають орієнтацію квадрокоптера в просторі. Виходом датчика є кути: крен, тангажу і рискання.

Акселерометр формує прискорення по кожній з декартових осей в базовій системі координат. Надалі прискорення проектується на осі нормальної системи координат використовуючи дані, отримані з гіроскопа.

Розширений функціонал і наявність вбудованих датчиків є в контролері APM2.8

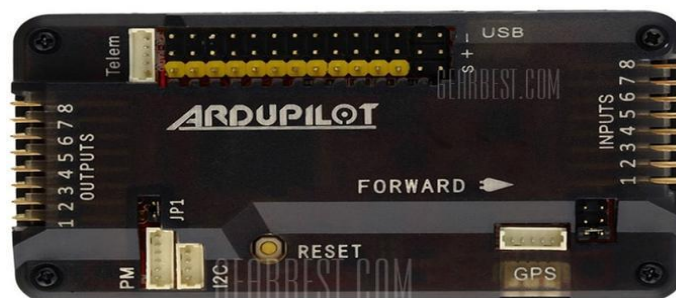


Рисунок 4.11

GPS-приймачі отримує координати квадрокоптера в просторі в абсолютній системі координат.

Надалі, при зльоті квадрокоптера, фіксується стартова координата і подальший розрахунок ведеться щодо неї.



Рисунок 4.12



Рисунок 4.13 Zenmuse XT2

Zenmuse XT2 є дуже цікавим комерційним рішенням для дронів DJI Matrice 200 Series і DJI Matrice Pro, в якому теплової датчик FLIR Tau 2 поєднується з оптичною камерою 4K. Крім реального зображення, прилад створює і термальну картинку, яка здатна визначати температуру в кожному пікселі з частотою 30 Гц.

На ХТ2 може встановлюватися кілька типів ІК об'єктивів - 9, 13, 19 і 25 мм. У максимальній конфігурації пристрій має габаритні розміри 124x113x127 мм. Штатний карданний підвіс здатний змінювати кут нахилу знімальної апаратури в діапазоні від + 45 до -130 градусів і створювати панорами в межах +/- 330 градусів.

#### Дослідження об'єкта за допомоги квадрокоптера



Рисунок 4.14 Об'єкт дослідження «Слобода-Бушанська»

#### 4.10 Дефектні осередки

Причиною нагріву сонячної комірки фотомодуля є:

- 1) Заводський дефект;
- 2) Дефект отриманий через помилки монтажу;
- 3) Дефект в наслідок постійного локального затінення



На СЕС «Слобода-Бушанська» було виявлено 16 фотомодулів за допомогою аеротермографії, які мали гарячі осередки. Втрати станції через цих дефектів до 2,5%

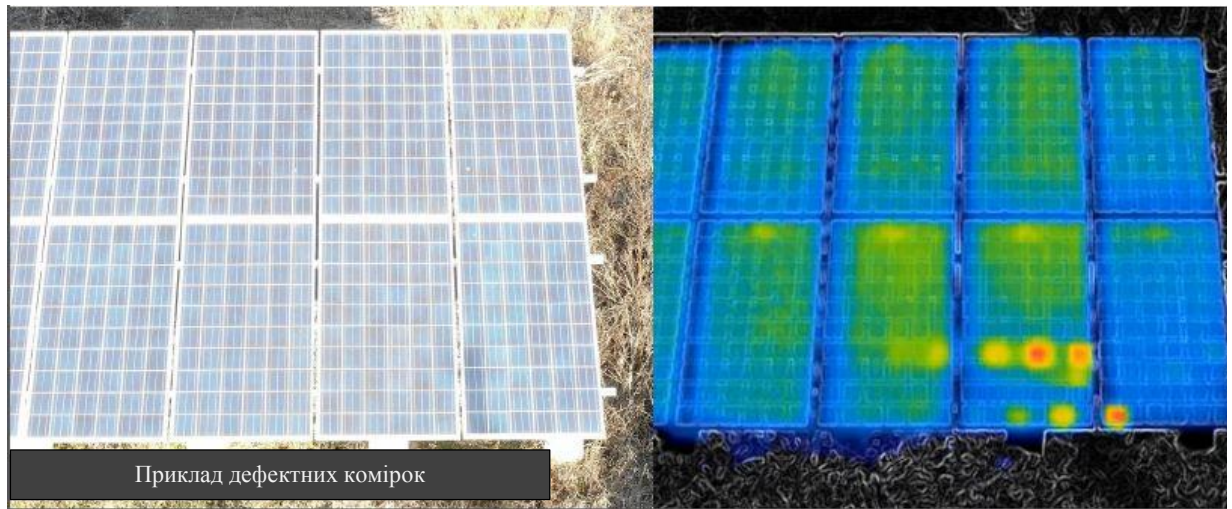


Рисунок 4.15 Приклад дефектних осередків

#### 4.11 Згорілий діод

Коли третину модуля нагріта більше іншої його частини, це ознака згорілого діода (за умови відсутності затінення).

На СЕС було виявлено 19 фотомодулів, які мали згорілі діоди. Втрати станції через цих дефектів складають до 5,6%.

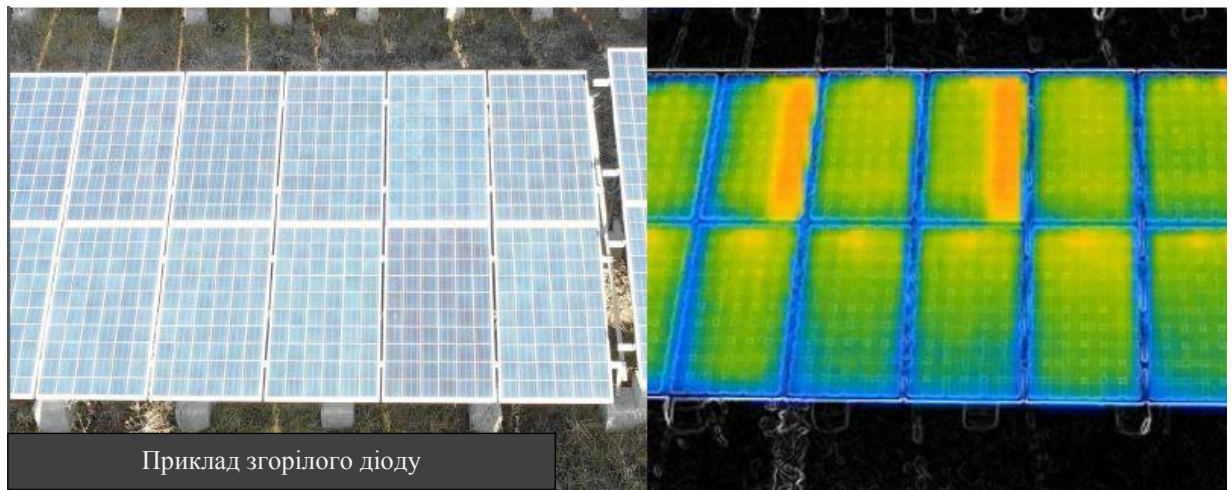


Рисунок 4.16 Приклад згорілого діоду

#### 4.12 Дефектний / розбитий модуль

Якщо фотомодуль гріється цілком, це вказує на множинні дефекти в його структурі. Найчастіше, це видимі і «невидимі» механічні пошкодження.

На СЕС було виявлено 9 дефектних фотомодулів, 2 з яких були з розбитим верхнім склом. Втрати станції через таких модулів складають до 4,2%.



Рисунок 4.17 Приклад дефектного / розбитого модулю

#### 4.13 Перегрів осередків через затінення

Частина осередків сильно нагрівалася через часткове затінення. Багато затенений, які легко усунути, утворювали бур'яни. Велику тінь відкидало на передній ряд дерево. У деяких місцях тінь падала з фотомодулів, що стояли попереду, або з металевого направляючого профілю. Такі затінення можуть призвести не тільки до втрат у вигляді зниження струму в стрінгах, а й до затримки пуску МРРТтрекера на інверторі, і до прискореної деградації фотомодулів.

На СЕС було виявлено 86 фотомодулів, які частково затінювалися. Втрати станції через таких модулів складають до 4%.



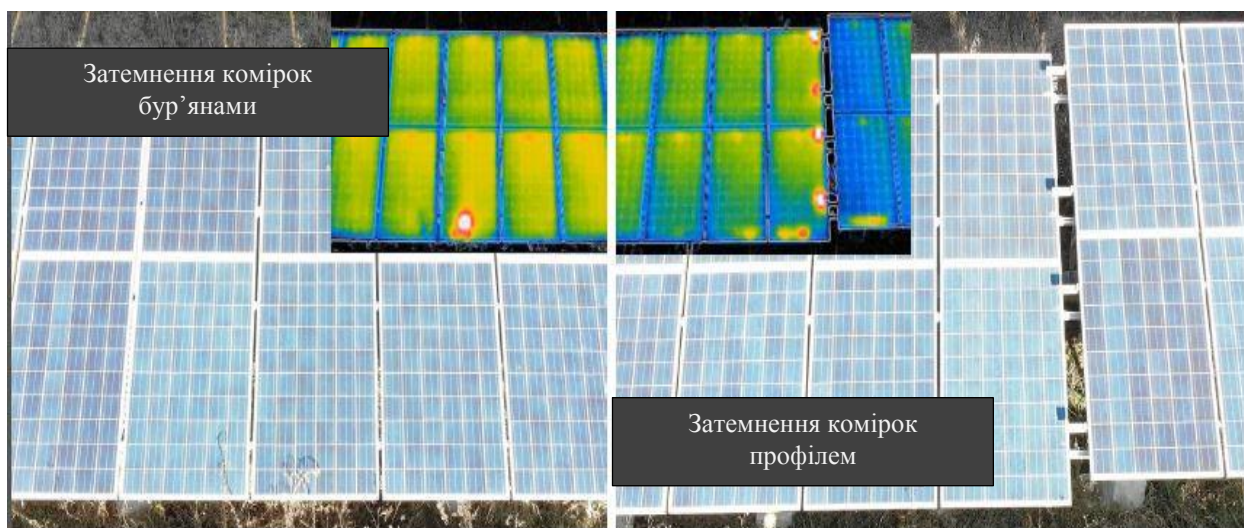


Рисунок 4.18 Приклад перегріву осередків через затінення

#### 4.14 Стрінги, які некоректно працюють / не працюють

У другому ряду, модулі №17-24 (дивитися на схемі) були сильно нагріті. Це вказує на можливі проблеми в підключенні до інвертору, через що енергія з модулів не відбиралася, а розсіювалися у вигляді тепла. Втрати на генерації станції до 1,25%

У п'ятому ряду, модулі №41-48 це JinkoSolar 345P. Вони були нагріті сильніше інших модулів. Можлива неправильна конфігурація стрінгів підключених на інвертори, через що частина енергії не може відбиратися з фотомодулів. Втрати на генерації станції до 0,4%

У десятому ряду, модулі №9-16. Стрінг НЕ генерував через сильного затінення від дерева. Втрати на генерації станції до 0,2%

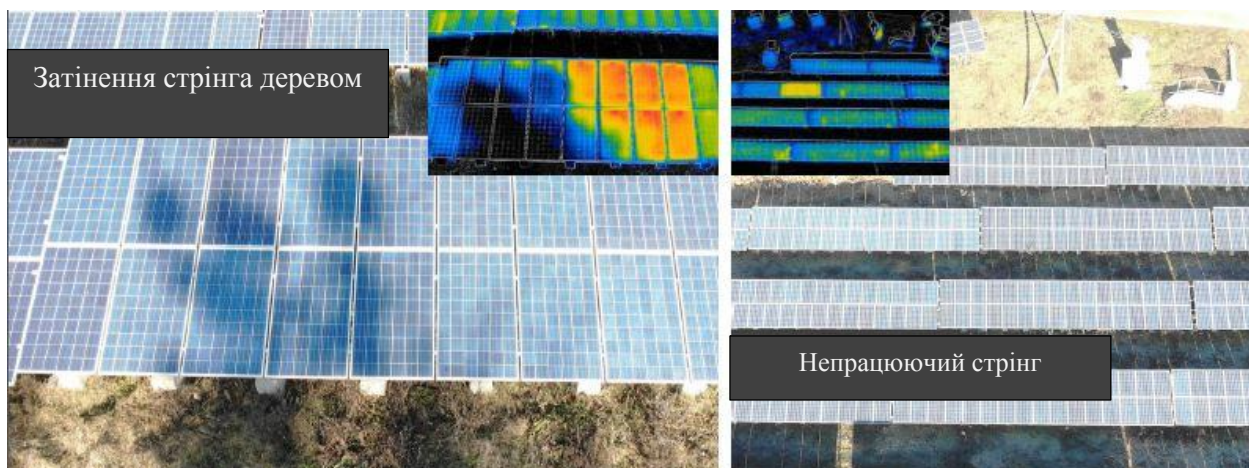


Рисунок 4.19 Приклад стрінгів, які некоректно працюють / не працюють

Для точності вимірів на локальній області треба перейти зі статики в динаміку, тобто установка портативний тепловізор на квадрокоптер і робити заміри на області по точкам( заданому маршруту по GPS в польотному плані).

Це дасть швидкодію вимірів на локальній території, де потрібна точність визначення погодних умов і виключення людського фактору на похибку в вимірах і кінчений результат.



Рисунок 4.20

- Дрон переміщається з точки Home в точку 1 в точку 2 і 3 і т.д.(рис 4.20).
- Швидкість переміщення дрону- 80 км/год
- При знаходженні на точках дрон зависає в повітрі на висоті 3 метра на 10 секунд для коректного зняття даних, після цього дрон прямує з однієї точки до іншої, по завершенню циклу апарат з даними повернеться до точки зльоту.
- Дальність польоту не повинна перевищувати 15 кілометрів між точками.
- Максимальна вимірюєма площа становить в 225 кв.км
- Після чого данні передаються до операторного центру по інтерфейсу з програмним обладнанням з частотою 5 ГГц рисунок 4.20



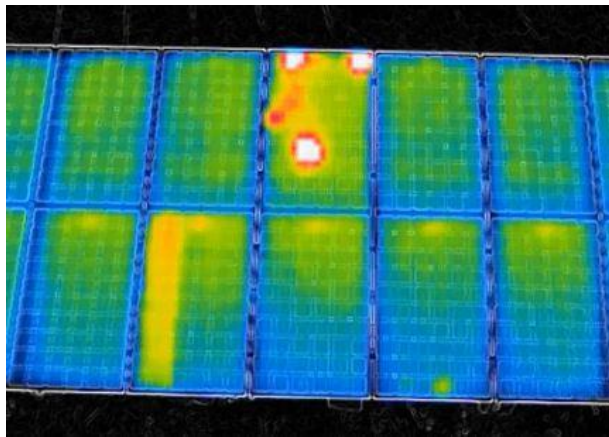


Рисунок 4.21

Зображення з операторного екрану переданим в реальному часі по інтерфейсу з частотою 5 ГГц.

В основному існує три різні типи методів термографії для виявлення несправностей у фотоелектричних модулях. Найпоширенішою та найпростішою у застосуванні технікою є термографія в умовах стійкого стану. Цей метод дозволяє проводити аналіз фотоелектричних модулів на місцях в умовах праці. Імпульсна термографія та зафіксована термографія дозволяють отримати більш детальний огляд фотомодуля, але обидві методики повинні виконуватися в лабораторних умовах.



#### Висновки до розділу 4

В даному розділі було виконано розробку комп'ютерної моделі системи управління квадрокоптером. В Simulink спроектована модель багатовимірного об'єкта управління, модель двигунів та комп'ютерна модель системи управління квадрокоптера.

Була обрана рама з пластику, що має достатню жорсткість, а також безколекторні двигуни, з огляду на їх високу ефективність. Дані двигуни містять три обмотки, по чергову комунікація яких створює необхідний кутовий момент.

Було обрано акумулятор 3S з ємністю 5200 mAh літій полімерні.

Використано регулятори швидкості «Simonk» 30A та різноманітні датчики для орієнтації в просторі БПЛА, зокрема:

- гіроскоп
- акселерометр
- GPS-приймач

Дані, що отримує гіроскоп, визначають орієнтацію квадрокоптера в просторі. Вихідним сигналом з датчика керують кутами: крен, тангажу і ролання.

Був обраний алгоритм виміру і моніторингу стану СЕС «Слобода-Бушанська» і обрана портативна інфрочервона камера, яка монтується на борт БПЛА.

.

## РОЗДІЛ V. РОЗРОБКА СТАРТАП-ПРОЕКТУ

У даному розділі буде виконано аналіз та розробку стартап-проекту відповідно до теми дисертації.

### 5.1 Опис ідеї проекту

В таблиці 4.1 наведено зміст ідеї, можливі напрямки до застосування продукту стартапу та основні вигоди, що може отримати користувач цього продукту.

Таблиця 5.1.

<i>Зміст ідеї</i>	<i>Напрямки застосування</i>	<i>Вигоди для користувача</i>
Створення системи для моніторингу СЕС	Надійність, точність, швидкодія при визначенні несправної СЕС на локальній області	Виключення людського фактору при обстеженні СЕС

Опис ідеї стартап проекту

Наступним кроком стане визначення та аналіз техніко-економічних можливостей та характеристик ідеї та порівняння з попереднім колом конкурентів. Основними конкурентами є Phantom 4, Falcon 8, Walkera 250 Runner.

Таблиця 5.2.

№	Техніко-економічні характеристики ідеї	Мій проект	Конкуренти		
			1	2	3
1	Підтримка бездротового інтерфейсу з частотою 5ГГц «з коробки»	+	-	-	-
2	Керування БПЛА по GPS маршруту	+	+	-	-
3	FPV передача відео сигналу	+	+	+	+
4	Висока швидкість БПЛА	+	+	-	+

Визначення сильних, слабких та нейтральних характеристик ідеї проекту

### 5.2 Технологічний аудит ідеї проекту

Необхідно провести аудит технологій, за допомогою яких буде реалізовано ідею.

Результати цього аудиту наведені в таблиці 5.3.

Таблиця 5.3.

<i>№</i>	<i>Ідея проекту</i>	<i>Технології її реалізації</i>	<i>Наявність технологій</i>	<i>Доступність технологій</i>
1	Система для бездротової передачі результатів моніторингу СЕС	5ГГц	Наявна	У відкритому доступі

Визначення сильних, слабких та нейтральних характеристик ідеї проекту

Як видно з результатів, усі технології для реалізації є в вільному доступі

### 5.3 Аналіз ринкових можливостей запуску стартап-проекту

Наступним кроком стане аналіз ринку, що наведений у таблиці 5.4.

Таблиця 5.4.

<i>№</i>	<i>Показники стану ринку</i>	<i>Характеристика</i>
1	Кількість головних гравців, од	2-5
2	Загальний обсяг продаж, грн/ум.од	Середня вартість ліцензії на використання складає 40-50 тис. доларів
3	Динаміка ринку	Постійно зростає
4	Наявність обмежень для входу	Велика конкуренція, при виборі рішення з виявлення несправної СЕС довіряють в основному компаніям з репутацією
5	Специфічні вимоги до стандартизації та сертифікації	Не передбачено чинним законодавством

Визначення сильних, слабких та нейтральних характеристик ідеї проекту

У таблиці 5.5 наведено потенційні групи клієнтів, їх потреби та вимоги до продукту.

Таблиця 5.5.

<i>№</i>	<i>Потреба, що формує ринок</i>	<i>Цільова аудиторія</i>	<i>Відмінності у поведінці різних потенційних цільових груп</i>	<i>Вимоги споживачів до товару</i>
1	Потреба у захисті своїх систем, централізованого налаштування автентифікації та авторизації	Середній та великий бізнес, що розробляє мікросервісні системи	Різні вимоги до захищеності системи, різний бюджет, який компанія готова витратити на захист	Гарантія надійності системи, хороша репутація постачальника на ринку

Характеристика потенційних клієнтів стартап-проекту

Після визначення потенційних груп клієнтів проведено аналіз ринкового середовища на фактори загроз в таблиці 5.6 та можливостей в таблиці 5.7.

Таблиця 5.6.

<i>№</i>	<i>Фактор</i>	<i>Зміст загрози</i>	<i>Можлива реакція компанії</i>
1	Висока конкуренція	Висока кількість вже існуючих рішень на ринку	Зменшення ціни на ліцензію, збільшення функціональних можливостей
2	Критичні недоліки	Знайдення лазівок в безпеці системи, що можуть перешкоджати виконанню її функцій	Швидкий випуск оновлень, що усувають недоліки

Фактори загроз

Таблиця 5.7.

<i>№</i>	<i>Фактор</i>	<i>Зміст можливості</i>	<i>Можлива реакція компанії</i>
1	Залучення інвестицій	Можливість залучення інвестицій від інвестиційних фондів та інших компаній	Можливість розширення штату, та найму найкращих спеціалістів з області безпеки
2	Висока ціна ліцензії	Висока ціна отримання ліцензії на продукт у конкурентів	Забезпечення нижчої ціни у порівнянні з конкурентами

## Фактори можливостей

Загальні риси конкуренції наведено у таблиці 5.8.

В даній таблиці можна побачити, що конкуренція на міжнародному ринку достатньо висока та наявна велика кількість різноманітних постачальників.

Таблиця 5.8.

<i>Особливості конкурентного середовища</i>	<i>В чому проявляється дана характеристика</i>	<i>Вплив на діяльність підприємства (можливі дії компанії, щоб бути конкурентоспроможною)</i>
1. Вказати тип конкуренції: чиста	Велика кількість незалежних гравців на ринку	Фокусування на мікросервісних системах та планомірний розвиток
2. За рівнем конкурентної боротьби: міжнаціональна	Компанії працюють на міжнародному ринку	Необхідність працювати на світовому ринку
3. За галузевою ознакою: внутрішньогалузева	Постачальники займаються лише виробництвом вузько направленою ПО	Сконцентруватися на ринку систем захисту

## Ступеневий аналіз конкуренції на ринку

продовження таблиці 5.9

1.	2.	3.
4. Конкуренція за видами товарів: товарно-видова	Велика кількість авторитетних постачальників	Здобувати авторитет влаштовуючи спеціалістів з інформаційної безпеки
5. За характером конкурентних переваг: цінова	Великі відмінності в ціні від різних постачальників	Забезпечити конкурентну ціну на продукт
6. За інтенсивністю: марочна	Постачальники виступають під певним брендом	Створення визнаваного бренду

## Ступеневий аналіз конкуренції на ринку

Виконаємо аналіз умов конкуренції за моделлю М. Портера.

Серед наявних прямих конкурентів на ринку були обрані продукти Clatronic, TFA, Oregon, що займають найбільшу частку ринку та становлять найбільшу загрозу для розвитку.

Таблиця 5.10

<i>Складові аналізу</i>	<i>Прямі конкуренти в галузі</i>	<i>Потенційні конкуренти в галузі</i>	<i>Постачальники</i>	<i>Клієнти</i>	<i>Товари-замінники</i>
	Clatronic, TFA, Oregon	Ea2 EN , BRESSER, Nama	Okta, Clatronic, Assistant	Середні та великі компанії	Достатня кількість
<i>Висновки</i>	Інтенсивна конкурента боротьба	Вихід на ринок можливий за умови надання конкурентоздатних умов	Постачальники встановлюють високу вартість на ліцензії	Клієнти висувають вимоги до виробників оскільки конкуренція висока	Відсутність локальних товарів-замінників

## Аналіз конкуренції в галузі за М. Портером

Робота на ринку можлива, однак необхідно надати конкурентоздатну ціну та набір характеристик продукту.

Обґрунтування факторів конкурентоспроможності наведено в таблиці 5.11.

Таблиця 5.11

<i>№</i>	<i>Фактор конкурентоспроможності</i>	<i>Обґрунтування (наведення чинників, що роблять фактор для порівняння конкурентних проектів значущим)</i>
1	Нативна підтримка мікросервісів	Основним ринком для інтеграції є саме мікросервісні системи
2	Кросплатформеність	Використання мови програмування C дозволяє використання продукту на будь-яких власних серверах або на хмарних платформах
3	Ціна ліцензії	Встановивши ціну нижче ніж у прямих конкурентів можна отримати перших замовників на час становлення

Обґрунтування факторів конкурентоспроможності

Наступним кроком стане порівняльний аналіз сильних та слабких сторін продукту у порівнянні з конкурентами, що наведений в таблиці 5.12.

Таблиця 5.12

<i>№</i>	<i>Фактор конкурентоспроможності</i>	<i>Бали 1-20</i>	<i>Рейтинг товарів-конкурентів</i>						
			-3	-2	-1	0	1	2	3
1	Нативна підтримка мікросервісів	16		x					
2	Кросплатформеність	11				x			
3	Ціна ліцензії	18			x				

Порівняльний аналіз сильних та слабких сторін

Фінальним кроком є SWOT-аналіз в таблиці 5.13.

Таблиця 5.13

Сильні сторони: нативна підтримка мікросервісних систем	Слабкі сторони: менша кількість функціональних можливостей у порівнянні з конкурентами
Можливості: захоплення платформ, що не підтримуються конкурентами	Загрози: висока конкуренція на ринку

## SWOT-аналіз стартап-проекту

На основі аналізу розроблено альтернативи ринкової поведінки та перелік заходів з їх впровадження в таблиці 5.14.

Таблиця 5.14

<i>№</i>	<i>Альтернатива (орієнтовний комплекс заходів) ринкової поведінки</i>	<i>Ймовірність отримання ресурсів</i>	<i>Строки реалізації</i>
1	Зацікавлення інших гравців	Продаж проекту чи його поглинання іншою компанією	Декілька років
2	Переведення продукту на модель open source	Можливість безкоштовного залучення програмістів та спеціалістів з області інформаційної безпеки	До року
3	Продаж рішень	Можливість розвитку на тих платформах, що не підтримують конкуренти за більш низькою ціною	Декілька місяців

## Альтернативи ринкового впровадження стартап-проекту



Зазначити обрану альтернативу: продаж свого рішення на платформах, з якими не працюють конкуренти.

#### 5.4 Розроблення ринкової стратегії проекту

В таблиці 5.15 наведено опис цільових груп потенційних споживачів продукту. Такими групами стали малий, середній та великий бізнес у різних галузях інформаційних технологій.

Таблиця 5.15

№	Опис профілю цільової групи потенційних клієнтів	Готовність споживачів сприйняти продукт	Орієнтовний попит в межах цільової групи (сегменту)	Інтенсивність конкуренції в сегменті	Простота входу у сегмент
1	Малий бізнес та стартапи	Готові	Високий попит	Достатньо висока	Середній
2	Середній бізнес	Готові	Високий попит за встановлення невисокої ціни	Висока	Складний
3	Великий бізнес	Не готові	Високий, однак у більшості вже існують контракти з іншими постачальниками	Висока	Складний
Обрано групи стартапів, малого та середнього бізнесів, оскільки великий бізнес достатньо повільно приймає рішення та вимагає підписань індивідуальних контрактів, що може бути складним в масштабуванні та підтримці продукту.					

Вибір цільових груп потенційних споживачів

Для того, щоб працювати в обраних сегментах ринку необхідно визначити базову стратегію розвитку в таблиці 5.16.

За її результатом було визначено, що обраною альтернативою став підхід продажу свого рішення за меншою ціною.

Таблиця 5.16

<i>№</i>	<i>Обрана альтернатива розвитку проекту</i>	<i>Стратегія охоплення ринку</i>	<i>Ключові конкурентоспроможні позиції відповідно до обраної альтернативи</i>	<i>Базова стратегія розвитку</i>
1	Продаж рішень	Низька ціна та підтримка платформ з меншою конкуренцією	Зменшення собівартості товару та концентрація на потребах невеликих груп користувачів	Концетрований маркетинг

Визначення базової стратегії ринку

У таблиці 5.17 визначено базову стратегію конкурентної поведінки майбутнього продукту.

Таблиця 5.17

<i>№</i>	<i>Чи є проект «першопрохідцем» на ринку?</i>	<i>Чи буде компанія шукати нових споживачів, або забирати існуючих у конкурентів?</i>	<i>Чи буде компанія копіювати основні характеристики товару конкурента, і які?</i>	<i>Стратегія конкурентної поведінки</i>
1	Ні	Пошук нових споживачів серед невеликих компаній та спроба забирати частку існуючих	Так, але з орієнтацією саме на мікросервісні системи	Стратегія заняття конкурентної ніші

Визначення базової стратегії конкурентної поведінки

На основі вимог групи споживачів до продукту та постачальника, обраної стратегії конкурентної поведінки та базової стратегії розвитку продукту визначимо стратегію позиціонування в таблиці 5.18.

Таблиця 5.18

<i>№</i>	<i>Вимоги до товару цільової аудиторії</i>	<i>Базова стратегія розвитку</i>	<i>Ключові конкурентоспроможні позиції власного стартап-проекту</i>	<i>Вибір асоціацій, які мають сформувану комплексну позицію власного проекту (три ключових)</i>
1	Нативна підтримка мікросервісів, кросплатформенність, постійне оновлення функціоналу	Залучення провідних спеціалістів з безпеки, розширення функціональності	Низька ціна ліцензії, підтримка мікросервісних систем	Безпека, швидкодія, надійність

Визначення стратегії позиціонування

### 5.5 Розроблення маркетингової програми стартап-проекту

Для початку необхідно сформувану маркетингову концепцію продукту, що отримає споживач. Результат аналізу конкурентоспроможності наведено в таблиці 5.18.

Як можна побачити на ринку немає сильного продукту спрямованого на моніторинг сонячних станцій, більшість працюють з статичними системами виявлення несправності в СЕС.

У таблиці 5.19 було визначено цінові межі, якими необхідно керуватися при ціноутворенні.

Таблиця 5.19.

<i>№</i>	<i>Рівень цін на товари-замінники</i>	<i>Рівень цін на товари-аналоги</i>	<i>Рівень доходів цільової групи споживачів</i>	<i>Верхня та нижня межі встановлення ціни на товар/послугу</i>
1	\$17000-40000	\$4000-50000	>\$500000	\$0-\$3000

Визначення меж встановлення ціни

Система збуту наведена у таблиці 5.20. Було вирішено виконувати збут власними силами.

Таблиця 5.20.

<i>№</i>	<i>Специфіка закупівельної поведінки цільових клієнтів</i>	<i>Функції збуту, які має виконувати постачальник товару</i>	<i>Глибина каналу збуту</i>	<i>Оптимальна система збуту</i>
1	Придбання ліцензії на продукт	Підписання контрактів на збут	Однорівневий	Вертикальна, за якою право власності залишається у розробника продукту

Формування системи збуту

Останнім кроком стане визначення концепції маркетингових комунікацій, наведений у таблиці 5.21.

Таблиця 5.21.

<i>№</i>	<i>Специфіка поведінки цільових клієнтів</i>	<i>Канали комунікацій, якими користуються цільові клієнти</i>	<i>Ключові позиції, обрані для позиціонування</i>	<i>Завдання рекламного повідомлення</i>	<i>Концепція рекламного звернення</i>
1	Єдиноразова покупка через підписання контракту	Сарафанне радіо, реклама	Захист мікросервісних систем	Демонстрація можливостей продукту	Виокремлення продукту серед інших

Концепція маркетингових комунікацій

## **Висновки до розділу 5**

У даному розділі було виконано розрахунок та аналіз стартап проекту, визначено слабкі та сильні сторони ідеї та технічну можливість його створення.

Було визначено, що на ринку наявна висока конкуренція з боку багатьох компаній, однак вартість ліцензій на використання їх продуктів також достатньо велика.

В розділі оцінена потенційна стратегія ринку з орієнтацією на малий та середній бізнес. Відкинуто великий бізнес через вже існуючі контракти з більш сильними компаніями на ринку.

Відповідно до визначеної стратегії позиціонування було визначено, що необхідно зосередитися на нативній підтримці мікросервісів та постійному оновленні функціональних можливостей продукту, а також встановити достатньо низьку ціну для виходу на ринок.

## ВИСНОВКИ

Виходячи з результатів виконаної роботи, зроблено наступні висновки:

Комп'ютерна модель механічної частини системи і приводів дозволяє робити моделювання з урахуванням всіх нелінійностей, що існують в математичних моделях.

Структура регулятора траєкторії польоту проста. Перше наближення коефіцієнтів отримано по лінеаризованій моделі кожного з каналів управління. Уточнені значення параметрів регулятора отримані шляхом експерименту. Також можуть бути застосовані різні методи мінімізації помилки для отримання більш оптимальних перехідних характеристик.

Дослідження роботи системи управління квадрокоптера дозволяє перевірити її працездатність на ранніх етапах розробки. Для проведення більш детального моделювання, в систему можна додавати похибки вимірювань датчиків зворотного зв'язку, вводити шуми, викликані як роботою самої системи, так і через зовнішній вплив.

Розглянуті питання технічної реалізації системи управління дозволяють послідовно підібрати всі складові елементи квадрокоптера, необхідні для вирішення конкретного завдання.

В результаті теоретичних і експериментальних досліджень розробки квадрокоптера для виявлення пошкоджених фотоелектричних модулів на ФЕС одержані наступні результати:

- Оптимальним варіантом для отримання точних результатів була обрана портативна професійна інфрочервона камера Zenmuse XT2.
- Для виключення людського фактору портативна інфрочервона камера була встановлена на квадрокоптер, який робить збір даних на області по точкам на заданому маршруті в польотному плані GPS.

## Список літератури

1. І. І. Огольцов, Н. Б. Рожнін, В. В. Шуваєв. Розробка математичної моделі просторового польоту квадрокоптера. - Праці МАІ. Випуск №83.
2. Н. І. Попов, О. В. Ємельянова, С. Ф. Яцун. Моделювання динаміки польоту квадрокоптера. - Вісник Воронежського інституту ДПС МНС . Випуск №4 (13). 2014.
3. MC Balas. Modelling and Linear Control of a Quadrotor. - 2007. - 150 p.
4. T. Luukkonen. Modeling and control of quadcopter. - School of Science. - 2011. - 26 p.
5. A. Gibiansky. Quadcopter dynamics, simulation and control. - 2012. - 18 p.
6. Л. Д. Ландау, Е. М. Ліфшиц. Теоретична фізика: Учеб. допомога. - У 10-ти т. Т. І. Механіка. - 4-е изд., Испр. - М.: Наука. Гл. ред. фіз.-мат. лит., 1988. - 216 с.
7. Robotics Toolbox [Електронний ресурс]: Інструменти для моделювання роботів / Пітер Корке.-Режим доступу:<http://petercorke.com/wordpress/toolboxes/robotics-toolbox/>
8. 3. DroneRules – [Електронний ресурс] – Режим доступу: <http://dronerules.eu/en/>
9. ‘Prototype’ Commission Regulation on Unmanned Aircraft Operations – EASA – [Електронний ресурс] – Режим доступу: <https://www.easa.europa.eu/system/files/dfu/UAS%20Prototype%20Regulation%20final.pdf>.
10. National RPAS Regulations – Eurocontrol – [Електронний ресурс] – Режим доступу: <http://www.eurocontrol.int/articles/national-rpas-regulations>
11. Advisory Circular – Federal Aviation Administration – [Електронний ресурс] – Режим доступу: [https://www.faa.gov/uas/media/AC\\_107](https://www.faa.gov/uas/media/AC_107)



## Список літератури

12. І. І. Огольцов, Н. Б. Рожнін, В. В. Шуваєв. Розробка математичної моделі просторового польоту квадрокоптера. - Праці МАІ. Випуск №83.
13. Н. І. Попов, О. В. Ємельянова, С. Ф. Яцун. Моделювання динаміки польоту квадрокоптера. - Вісник Воронежського інституту ДПС МНС. Випуск №4 (13). 2014.
14. MC Balas. Modelling and Linear Control of a Quadrotor. - 2007. - 150 p.
15. T. Luukkonen. Modeling and control of quadcopter. - School of Science. - 2011. - 26 p.
16. A. Gibiansky. Quadcopter dynamics, simulation and control. - 2012. - 18 p.
17. Л. Д. Ландау, Е. М. Ліфшиц. Теоретична фізика: Учеб. допомога. - У 10-ти т. Т. І. Механіка. - 4-е изд., Испр. - М.: Наука. Гл. ред. фіз.-мат. лит., 1988. - 216 с.
18. Robotics Toolbox [Електронний ресурс]: Інструменти для моделювання роботів / Пітер Корке.-Режим доступу:<http://petercorke.com/wordpress/toolboxes/robotics-toolbox/>
19. Arduino-based drone – Atmel – [Електронний ресурс] – Режим доступу: <https://atmelcorporation.wordpress.com/2015/06/08/this-diy-quadcopter-is-builaround-an-arduino-yun/>
20. AeroQuad Forum – [Електронний ресурс] – Режим доступу: <http://aeroquad.com/showthread.php?951-AeroQuad-v1-8-v1-9-Shield/page7>
21. Unity – [Електронний ресурс] – Режим доступу: <https://unity3d.com/>
22. Arduino UNO – [Електронний ресурс] – Режим доступу: <https://www.arduino.cc/en/main/arduinoBoardUno>

## Список літератури

23. І. І. Огольцов, Н. Б. Рожнін, В. В. Шуваєв. Розробка математичної моделі просторового польоту квадрокоптера. - Праці МАІ. Випуск №83.
24. Н. І. Попов, О. В. Ємельянова, С. Ф. Яцун. Моделювання динаміки польоту квадрокоптера. - Вісник Воронежського інституту ДПС МНС . Випуск №4 (13). 2014.
25. MC Balas. Modelling and Linear Control of a Quadrotor. - 2007. - 150 p.
26. T. Luukkonen. Modeling and control of quadcopter. - School of Science. - 2011. - 26 p.
27. A. Gibiansky. Quadcopter dynamics, simulation and control. - 2012. - 18 p.
28. [Bachmann10] J. Bachmann, C. Buerhop-Lutz, C. Deibel, I. Riedel, H. Hoppe, C. J. Brabec, V. Dyakonov, Organic Solar Cells Characterized by Dark Lock-in Thermography, Solar Energy Materials and Solar Cells 94 (2010), pp. 642-47
29. [Buerhop07] C. Buerhop, U. Jahn, U. Hoyer, B. Lerche, S. Wittmann: “Überprüfung der Qualität von Photovoltaik-Modulen mittels Infrarot-Aufnahmen“, [www.sev-bayern.de/content/downloads/IR-Handbuch.pdf](http://www.sev-bayern.de/content/downloads/IR-Handbuch.pdf) (2007)
30. [Buerhop11a] C. Buerhop, D. Schlegel, C. Vodermayr, M. Nieß: Quality control of PV-modules in the field using infrared-thermography, 26th EUPVSEC (WIP, Hamburg, Germany, 2011), pp. 3894 – 3897
31. [Buerhop11b] C. Buerhop, H. Scheuerpflug, R. Weißmann: The Role of Infrared Emissivity Of Glass on IR-Imaging of PV-Plants, Proc. 26th EUPVSEC (WIP, Hamburg, Germany, 2011), pp. 3413 – 3416
32. [Buerhop12] Cl. Buerhop, J. Adams, F. Fecher, C. J. Brabec, Lock-in Thermographie an Dünnschichtmodulen, ep Photovoltaik aktuell, no. 7/8 (2012) pp. 37-41